WIADOMOŚCI TECHNICZNE LOTNICTWA

KWARTALNIK

WYDAWANY PRZEZ DEPARTAMENT AERONAUTYKI M. S. WOJSK., JAKO DODATEK DO „PRZEGLĄDU LOTNICZEGO"

TREŚĆ:

ROK III WARSZAWA, LIPIEC — 1935 Nr. 3

ZYGMUNT FABIERKIEWICZ.

Aerodynamiczne badania klap.

Przekład z czasopisma: „Tiechnika Wozdusznago Fłota" Nr. 8 1934 r. A. K. Martynowa.

§ 1. *Wstęp.*

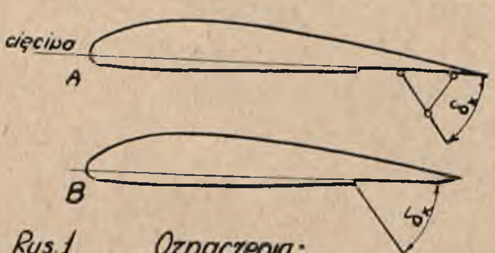
Jednem z najbardziej prostych urządzeń do zmniejszenia szybkości lądowania są klapy. Tworzą się one, z odginającej się ku dołowi, dolnej części płata, na krawędzi spływu. Podczas otwarcia się klapy, na krawędzi spływu tworzy się coś w rodzaju paszczy (krokodyl). Istnieją pewne modyfikacje tej klapy, a mianowicie, przesuwanie się osi obrotu klapy ku tyłowi, z jednoczesnem otwieraniem.

Jedną z głównych zalet klap jest to, że w stanie zamkniętym nie przyczyniają się do powstawania dodatkowych oporów czołowych, co obserwujemy częstokroć przy slotach. Drugą zaletą klap jest duży przyrost $C_{y\max}$; oraz trzecią zaletą — że na skutek dużego oporu, jaki powstaje przy ich otwarciu, pozwalają na bardziej stromy lot ślizgowy.

Największą trudność, jaką sprawiają klapy, jest osiągnięcie dobrej sterowności i stateczności poprzecznej.

Tem zagadnieniem, jeden z pierwszych zajmuje się Zap. Organizuje on nawet stowarzyszenie, które ma za zadanie prowadzenie prac nad zastosowaniem klap na płatowcach. Badania te przypadają na rok 1930. Już w 1932 roku zjawiają się w Ameryce dwa płatowce „Gama" i „Delta" f. Nortrop, zaopatrzone w klapy. Doświadczenia, przytoczone w niniejszym artykule pochodzą ze źródeł niemieckich, amerykańskich i rosyjskich.

Z racji tego, że brak jest jeszcze systematycznych badań nad klapami niniejszy artykuł nie może pretendować do pracy wyczerpującej.



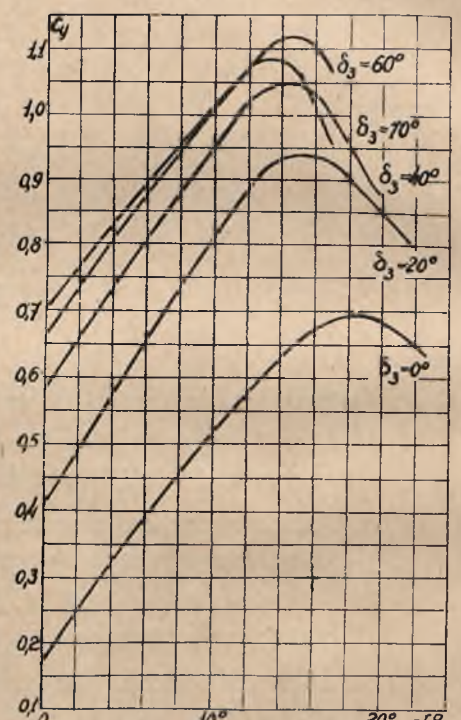
Rys. 1 Oznaczenia:

A — Szemat klapy Zap'a z ruchomą osią obrotu

B — Szemat klapy z nieruchomą osią obrotu

Wprowadzimy następujące oznaczenia:

L — rozpiętość płata,
b — cięciwa płata,
c — odległość osi obrotu klapy od krawędzi spływu,
b_k — cięciwa klapy,
S — powierzchnia płata,
l_k — rozpiętość klapy,
S^k — powierzchnia klapy,
l_l — rozpiętość lotki,
b_l — cięciwa lotki,
x i y — współrzędne środka ciężkości płatowca, mierzone od krawędzi natarcia środkowego przekroju płata,
δ_k — kąt wychylenia klapy,
δ_l — kąt wychylenia lotki,
φ_{st} — kąt zaklinowania statecznika mierzony względem cięciwy płata,
γ — kąt obrotu płatowca dookoła pionowej osi,
i — kąt natarcia,
δ_s — kąt wychylenia steru głębokości,
β_k — kąt wychylenia steru kierunku.



Rys. 2. Wykres C_y modelu AHR-4 (skrzydło)

§ 2. *Klapy jako źródło zwiększenia siły nośnej płata*

Na zasadzie teoretycznych rozważań, działanie klapy można przyrównać do działania profilu dość znacznie wygiętego.

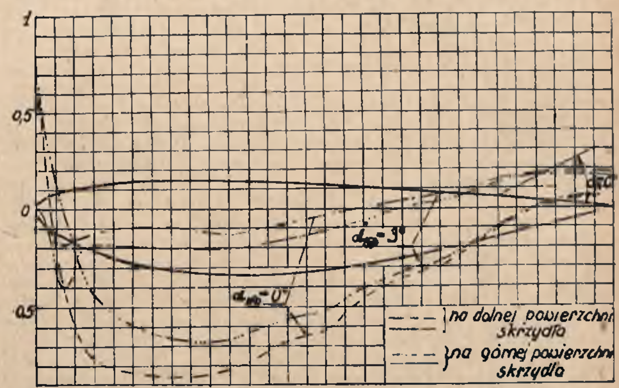
Rzeczywisty fizyczny obraz, zjawiska, jak wskazują wykresy rozkładu ciśnień oraz fotografje opływu dookoła płata z klapami, jest następujący:

Klapa tworzy poza sobą „obszar obniżonego ciśnienia". Przestrzeń ta jest ograniczona z góry krawędzią spływu płata z dołu klapy. Powstająca za klapą depresja, odpowiada depresji, powstającej przy opływie z oderwaniem, która bardzo mało zależy od kształtu ciała, ale jest na tyle duża, że stwarza otwrotnie skierowane prądy po-

wietrza. Fakt ten mówi nam, że całkowite ciśnienie jest mniejsze od statycznego. Od płata, oddala się w kierunku szybkości względnej, wąski pas mocno wzburzonego powietrza, oddzielonego dość wyraźnie, od reszty otaczającego powietrza. Im bliżej zbliżamy się do płata, tem niższe jest ciśnienie (prace Petersohn'a Z F M Nr. 10 1931 r.) i ono właśnie powoduje ssanie granicznej strugi, górnej powierzchni płata, aż do dużych kątów natarcia, t. j. do chwili, kiedy siła żywa masy powietrza, skierowanego ku przodowi, nie przezwycięży zapasu potencjalnej energji wytworzonej przez rozrzedzenie w pasie zakłóconego przepływu. Dzięki temu ssaniu, na górnej powierzchni płata, powietrze przepływa bez oderwania, nawet na dużych kątach natarcia. Cały szereg fotografij przepływu dookoła płata z klapami potwierdza powyższe wywody.

Przez otwarcie klapy, jak już mówiliśmy, zmienia się depresja nie tylko u krawędzi spływu, ale na całej górnej powierzchni płata. Zjawisko to, jest właśnie głównym źródłem powiększenia się siły nośnej płata. Drugim źródłem wzrostu siły nośnej jest wzrost ciśnienia na dolnej powierzchni.

Podczas otwierania klapy, krzywa ssania, na górnej



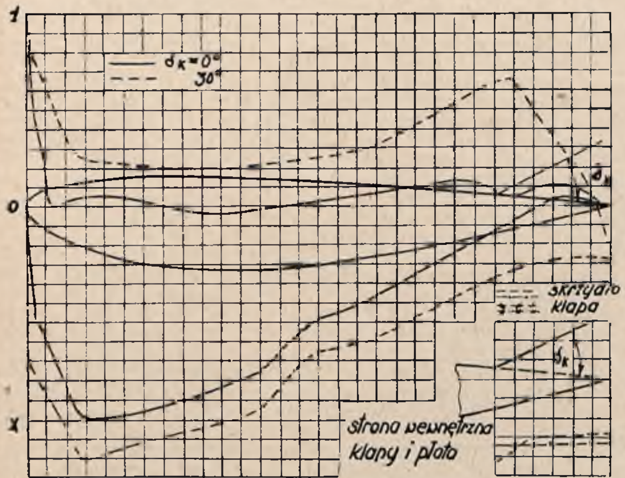
Rys. 3. Rozkład ciśnień na płacie z klapą $\delta_k = 0°$

TABLICA 1.

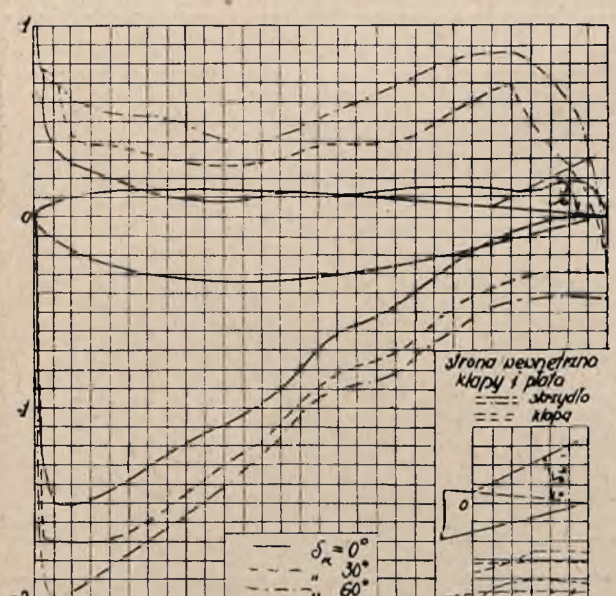
i	6		6			12			15		
δ_k	0	30	0	30	60	0	30	60	0	30	60
Cisnienie / Depresja	9.86	2.385	4.46	2,43	1,84	3,74	2.42	2.01	3.7	2.38	1.97
Depresja δ_k / Depresja $\delta_k = 0$	—	1.39	—	1.35	1.52	—	1.32	1.6	—	1.4	1.58
Ciśnienie δ_k / Ciśnienie $\delta_k = 0$	—	5.74	—	2.47	3.69	—	2.04	2,97	—	2.18	2.98
Całkowita siła δ_k / Całkowita siła $\delta_k = 0$	—	1.8	—	1.55	1.92	—	1.44	1.89	—	1.57	1.88

i	18			21			24			27		
δ_k	0	30	60	0	30	60	0	30	60	0	30	60
Ciśnienie / Depresja	4.08	1.56	1.04	2.88	1.225	0.873	2.66	—	0.712	2,22	0,73	0.598
Depresja δ_k / Depresja $\delta_k = 0$	—	0.929	0,915	—	0.978	0.98	—	0.92	0.82	—	0.945	0.985
Ciśnienie δ_k / Ciśnienie $\delta_k = 0$	—	2.41	3.59	—	2.13	3.23	—	2.5	3.06	—	2.7	3.66
Całkowita siła δ_k / Całkowita siła $\delta_k = 0$	—	1.23	1.44	—	1.32	1.56	—	1.59	1.43	—	1.49	1.81

powierzchni płata, przesuwa się równolegle w kierunku zwiększenia depresji [1]).

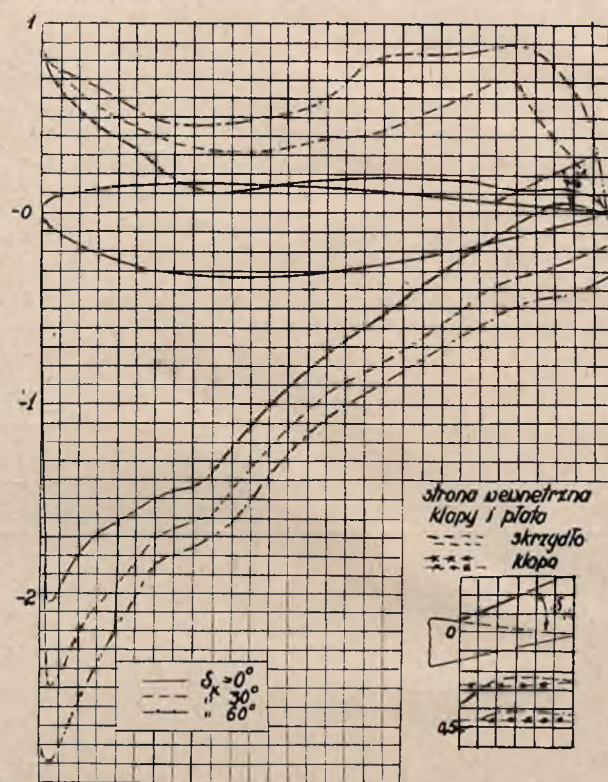


Rys. 4 Rozkład ciśnień na płacie z klapą $i = 5°$



Rys. 5 Rozkład ciśnień na płacie z klapą. $i = 9°$

Trójkątne obciążenie odpowiada płynnemu opływowi strug dookoła profilu, a pojawienie się jakichkolwiek załamań, krzywej rozkładu ciśnień, mówi o powstawaniu zaburzeń w opływie. Można cały zakres kątów natarcia podzielić na dwie grupy: „przed krytyczne" i „ponad - krytyczne", sam zaś punkt krytyczny ma miejsce mniej-więcej dla kątów natarcia $\sim$ $15^0 \div 17^0$. W zakresie kątów „przedkrytycznych" opływ przy otwartej klapie, znacznie się polepsza i siła ssąca (w wyniku większej depresji), rośnie, przy $\delta_k = 30^0$, do 38%, a dla $\delta_k = 60^0$ do 58%. Po przejściu przez kąt krytyczny klapa nie tylko że nie polepsza opływu, ale go pogarsza (stosunek, siły ssącej przy klapie otwartej, do siły — przy klapie zamkniętej, mniejszy od jedności). Część siły normalnej, otrzymywanej z racji ciśnienia na dolną powierzchnię skrzydła, przy $\delta_k = 30^0$ jest od $= 2 \div 2{,}5$, a przy $\delta_k = 60^0$ jest $3 \div 3{,}5$ razy większa od siły przy klapie zamkniętej.



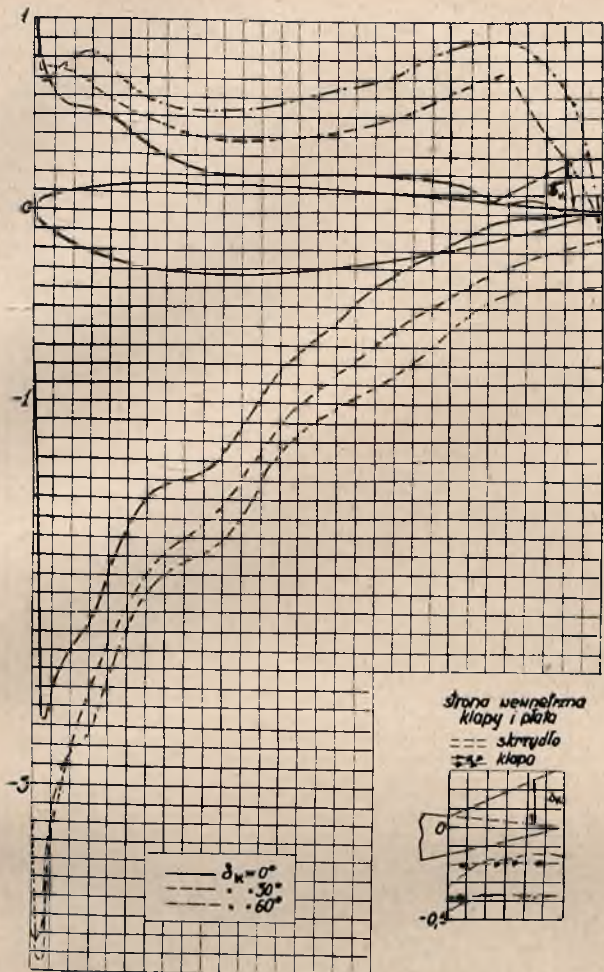
Rys. 6 Rozkład ciśnień na płacie z klapą. $i = 12°$

Przejście przez punkt krytyczny, na tej części siły nośnej nie odbija się, gdyż ciśnienie stale ma tendencję wzrostu wraz z rosnącymi kątami natarcia. Widać to na wykresach, że rozkłady ciśnienia na dolnej powierzchni, bardzo mało różnią się od siebie przy różnych kątach natarcia. Ciśnienie to jest dość wielkie w miejscu łożyska klapy, dla $\delta_k = 60^0$ jest ono rzędu $0{,}9 \frac{\rho V^2}{2}$ dla wszystkich kątów natarcia, na których można otworzyć klapę. Zjawisko to mówi nam o bardzo małych prędkościach powietrza, w okolicy osi obrotu klapy.

Podczas zmiany kąta natarcia, przy klapie otwartej, całkowity przyrost siły nośnej spada w okolicy kąta krytycznego. Po jego przejściu następuje ponowny, ale bardzo mały wzrost, przypuszczalnie, dzięki wzrostowi ciśnienia.

Reasumując powyższe, widzimy, że wzrost siły nośnej skrzydła, dla kątów natarcia poniżej krytycznego, tłumaczy się dodatkową depresją nad górną powierzchnią, dzięki której następuje lepszy opływ. Krytyczny kąt natarcia dla skrzydła z klapami otwartemi jest ten sam, co i dla skrzydła z klapą zamkniętą. Wzrost siły nośnej,

[1]) Ciśnienia na dolnej powierzchni klapy odłożone są tak, jak gdyby klapa była zamknięta.



Rys 7. Rozkład ciśnień na płacie z klapą. $i = 15°$

poza krytycznym kątem natarcia, tłomaczy się jedynie wzrostem ciśnienia na dolnej powierzchni.

Jeżeli chodzi o zmianę ciśnienia, na powierzchniach wewnętrznych klapy i skrzydła, to ona jest bardzo podobna do zmian, jakie pochodzą w opływach z oderwaniem. W całej strudzie stwierdzono depresję, około: $(0{,}2 \div 0{,}3)\frac{\rho V^2}{2}$ przy $\delta_k = 30^0$ i $\backsim 0{,}4\frac{\rho V^2}{2}$ przy $\delta_k = 60^0$, poniżej krytycznego kąta natarcia; zaś powyżej — niezależnie od δ_k panuje mniejwięcej stała depresja rzędu $\backsim 0{,}4\frac{\rho V^2}{2}$.

Wykres 13 daje zależność pomiędzy kątem odchylenia klapy, a stosunkiem:

$$\frac{C_{y\,max}}{C_{y\,max.\,o}}$$

gdzie $C_{y\,max.}$ — dla skrzydła z klapą odchyloną
$C_{y\,max.\,o}$ — dla skrzydła z klapą zamkniętą.

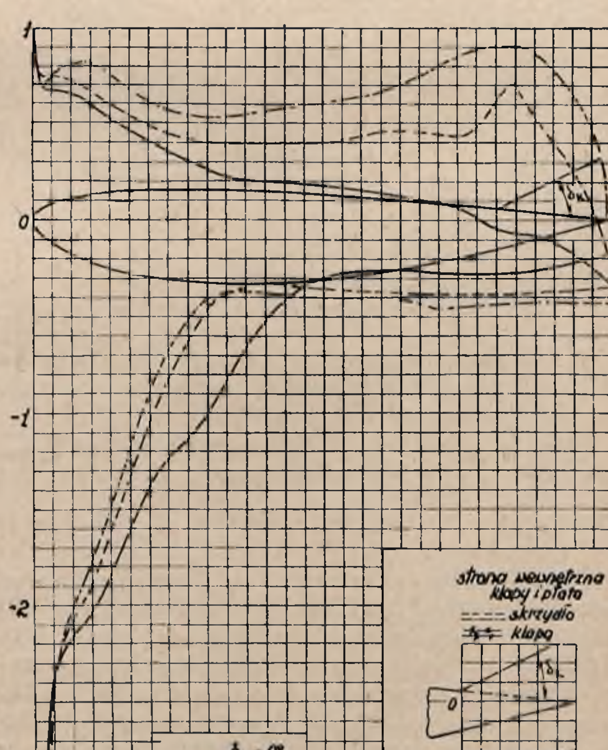
Stosunek ten jest miarą zmniejszenia szybkości lądowania dla danego profilu (dokładniej pierwiastek kwadratowy tego stosunku). Na wykresie tym pokazane są wyniki całego szeregu badań. Kąt δ_k odchylenia klapy stosowano $\delta_k = 70^0$, z wyjątkiem pracy AVA gdzie kąt $\delta_k = 120^0$.

Nie posiadamy danych, aby módź scharakteryzować wpływ profilu na zwiększenie $C_{y\,max.}$ i współczynnika — $\frac{C_{y\,max.\,\delta}}{C_{y\,max.\,o}}$ ale potrafimy ocenić rolę względnej wielkości klapy $\frac{b_k}{b}$, oraz rolę kąta δ_k odchylenia klapy.

Zagadnienie wielkości klapy będzie interesującem dla konstruktorów, gdyż ich naturalnem dążeniem jest dać klapę możliwie jaknajmniejszą.

Na wykresie 14-tym podane są $C_{y\,max}$ dla całego szeregu badań, zarówno dla klap wzdłuż całej rozpiętości płata, jak i również dla klap w części płata, pomiędzy kadłubem i lotkami. Wykres 15 daje zależność pomiędzy współczynnikiem $\frac{C_{y\,max\,\delta}}{C_{y\,max\,o}}$, a wielkością $\frac{b_k}{b}$. Z tych wykresów widzimy, że powiększanie cięciwy klapy powyżej 20% cięciwy płata, przy nieruchomej osi obrotu klapy, jest niewskazane.

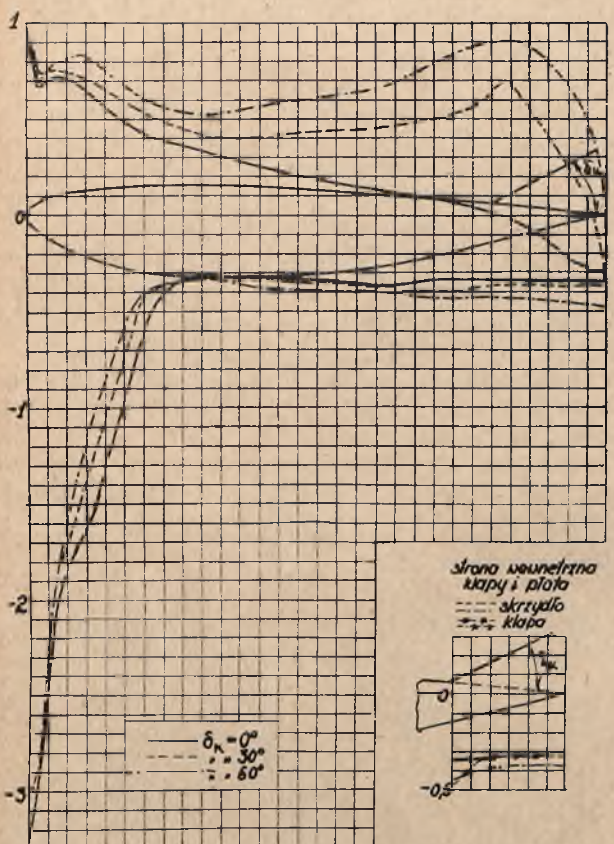
Dla klapy Zap'a z ruchomą osią obrotu, przez powiększenie cięciwy klapy do 30%, cięciwy płata, stosunek $\frac{C_{y\,max\,\delta}}{C_{y\,max\,o}}$ wzrasta. Największą wartość tego współczynni-



Rys. 8. Rozkład ciśnień na płacie z klapą. $i = 18°$

ka 95% $C_{y\,max}$ otrzymujemy przy $\frac{b_k}{b} = 0.35$.

Jeżeli chodzi o przyrost $C_{y\,max}$, w zależności od kąta odchylenia klapy, to z rysunku 13 widzimy, że kąt $\delta_k = 60^0$, dla skrzydła z wycięciem nad kadłubem, jest kątem maximalnego efektu.



Rys. 9. Rozkład ciśnień na płacie z klapą i=21

Przy stosowaniu klapy bez przerwy nad kadłubem (Clark Y płat AVA) to maximum przyrostu, występuje na kątach większych od $\delta_k = 60^0$.

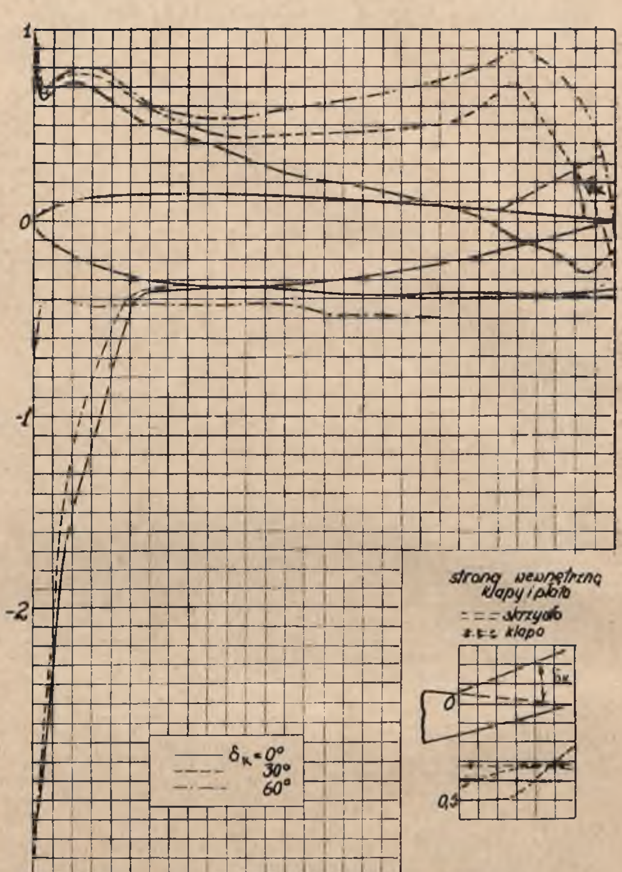
Skrzydło szczelinowe, z klapą $b_k = 20\%\ b$, daje $C_{y\,max}$ dla kąta klapy $\delta_k \backsim 40^0$, poczem przy zwiększaniu δ_k stosunek $\frac{C_{y\,max\,\delta}}{C_{y\,max\,o}}$ gwałtownie maleje.

Teraz podamy wpływ na $C_{y\,max}$, uruchomienia osi obrotu klapy (typ Zap'a). Do tego posłużymy się doświadczeniami nad płatem AИR,4 oraz doświadczeniami NACA („TN" Nr. 422). Dla pewnych kątów natarcia, przy których pracuje zazwyczaj klapa (wzięto i $= 10^0$ i $=5^0$), porownamy przyrost C_y do przyrostu powierzchni płata z racji przesunięcia klapy. Otóż okazuje się, że wzrost C_y jest mniejszy, niż wzrost powierzchni (rysunek 16). Można stąd wyciągnąć następujące wnioski!

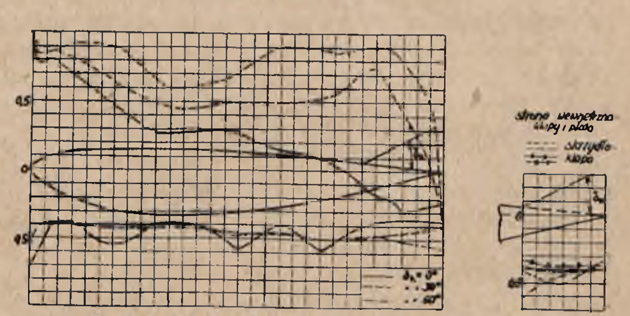
1) Przesunięcie klapy na pewną wielkość $\Delta\ C$ w % nie odpowiada takiemuż samemu względnemu przyrostowi C_y.

2) Przesunięcie klapy na krawędź spływu jest niewskazane, gdyż wówczas następuje spadek względnego przyrostu C_y.

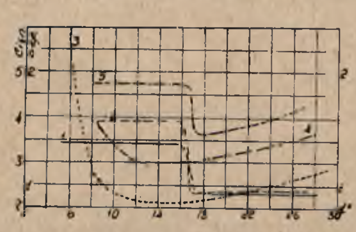
3) Z doświadczeń wynika również, że przesunięcie, obrotu klapy, nie powinno być większe niż 10% b_k (kla-



Rys. 10. Rozkład ciśnień na płacie z klapą i=24°

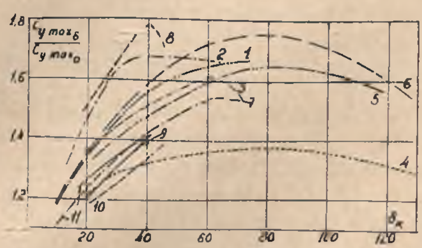


Rys. 11 Rozkład ciśnień na płacie z klapą i=21°



Rys. 12 Wykres stosunku ciśnień na górną i dolną pow. płata (z tablicą I)

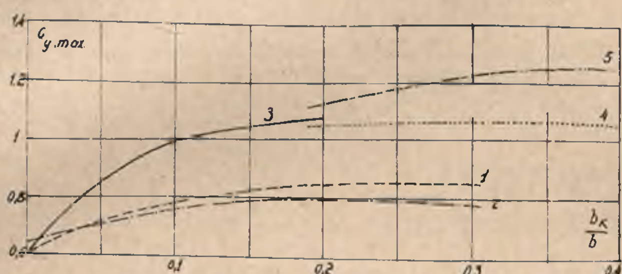
1 – depresja $\delta_k = 30^0$
2 – " $\delta_k = 60^0$
3 – ciśnienie $\delta_k = 30^0$
4 – " $\delta_k = 60^0$
5 – siła całk. $\delta_k = 60^0$



Rys. 13. Zmiana $C_{y\,max}$ w zależności od kąta odchylenia zwykłych klap — dla różnych skrzydeł.

Oznaczenia

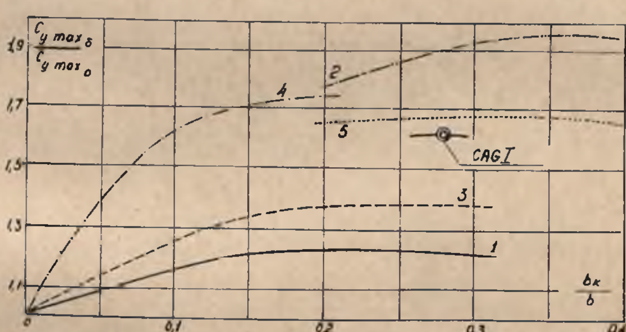
1 — Clark Y, $\frac{b_k}{b} = 0,2$
2 — Clark Y, $\frac{b_k}{b} = 0,4$
3 — CAG I $\frac{b_k}{b} = 0,29$
4 — Sch, $\frac{b_k}{b} = 0,05$
5 — „ $\frac{b_k}{b} = 0,10$
6 — „ $\frac{b_k}{b} = 0,20$
7 — PII szczelina zauoskowana
8 — PII $\frac{S}{b} = 0,25$
9 — НЭН $\frac{S}{b} = 0,3$
10 — A10, $\frac{S}{b} = 0,185$
11 — B $\frac{S}{b} = 0,174$



Rys. 14. Wielkość $C_{y\,max}$ w zależności $\frac{b_k}{b}$

Oznaczenia

1 CAG I model B, 38,2%
2 CAG I model A, 29%
3 AVA
4 NACA nieruchoma oś
5 NACA ruchoma oś (typ Zapa)



Rys. 15 Względny przyrost $C_{y\,max}$ w zależności $\frac{b_k}{b}$

Oznaczenia:

1 — CAG I model A 29%
2 — NACA ruchoma oś typ Zapa
3 — CAG I. model B, 38,2%
4 — AVA
5 — NACA nieruchoma oś

pa z $\frac{b_k}{b} = 0.2$, 0,3 i 0.4 powinna mieć $C_{min} = 0,1$ b, to znaczy, że pierwsza przesuwała się 10%, druga 20%, trzecia — 30% cięciwy płata).

4) Jeżeli wziąść pod uwagę dane punktu 3-o i przesuwać klapy na 10% od krawędzi spływu, to dla bardzo przybliżonego rachunku można C_y określić wzorem:

$$C_{y_k} = C_{y_{ko}}\left(1 + \frac{\Delta S}{S} \cdot 0{,}68\right)$$

gdzie ΔS powiększa płat przez przesunięcie klapy,

C_{y_k} — dla płata z klapą przesuwaną.

$C_{y_{ko}}$ dla płata z klapą ze stałą osią obrotu.

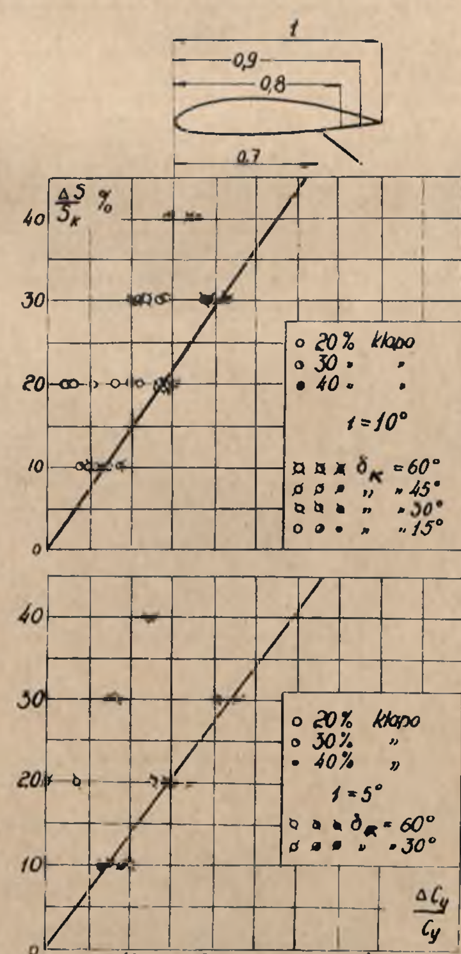
Należy podkreślić fakt gwałtownego spadku C_y, gdy klapę przesuniemy na krawędź spływu. W tym wypadku płat pracuje jak zwykła lotka. Przyrost powierzchni nie kompensuje pogorszenia się warunków opływu z racji zniknięcia obszaru depresji.

§ 3 Zmiana kąta lotu ślizgowego płatowca z otwartemi klapami.

Jedną z głównych zalet klap jest to, że przez ich otwarcie zwiększa się opór czołowy i dzięki czemu wpływają one na zmianę toru lotu ślizgowego.

Rozpatrując krzywe biegunowe płatowca АИR-4 z klapami, odchylonemi o różne kąty δ_k, widzimy, zmianę kątów nachyleń stycznych do krzywych biegunowych. Kąty te charakteryzują najmniejszy kąt nachylenia toru ślizgowego. Rosną one od $\frac{1}{12}$ do $\frac{1}{4}$. Ta zmiana kąta planowania daje możność „poderwania" płatowca, a zjawisko „hamulca powietrznego" rozwiązuje kwestję małych lotnisk podczas lądowania.

Zjawiska te są specjalnie cenne dla samolotów o dużych własnościach aerodynamicznych, gdyż dają możność znacznego zmniejszenia szybkości lądowania przez po-

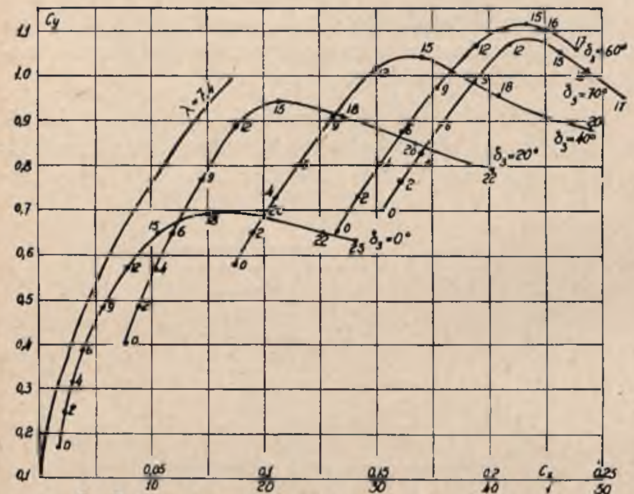


Rys. 16. Wzrost C_y w zależności od zwiększenia pow. płata (syst. Zapa).

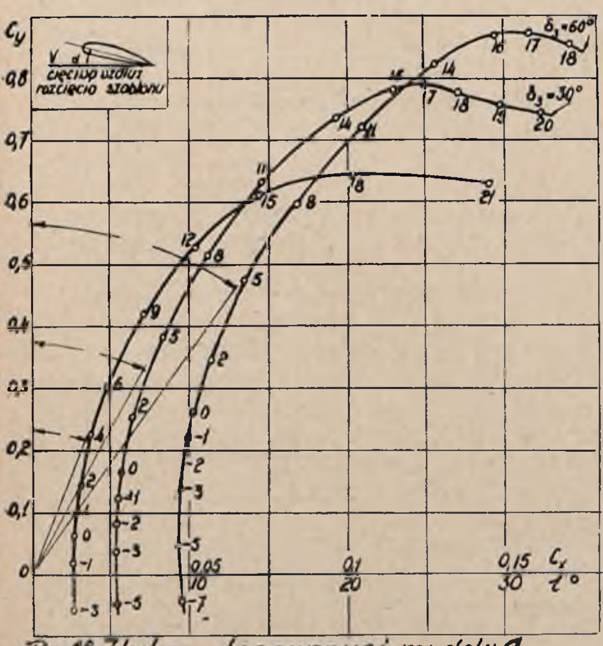
gorszenie „finesse" płatowca podczas lądowania i planowania.

Doświadczenia w locie z płatowcem AИR-4 całkowicie potwierdzają te przypuszczenia. Płatowiec ten miał bardzo krótkie lądowanie z podejściem ostrym i dobieg miał zmniejszony trzykrotnie. Podobne doświadczenia również były robione w Ameryce i dały bardzo zbliżone wyniki.

Na biegunowej, modelu *C*, pomimo małej rozpiętości klap $\left(\frac{l_k}{L} = 0{,}4\right)$ widzimy wzrost najmniejszego kąta planowania z $\frac{1}{13}$ na $\frac{1}{7}$ przy klapie odchylonej o kąt $\delta_k = 60^0$.



Rys. 17 Wykres biegunowych modelu AИR4 - skrzydło



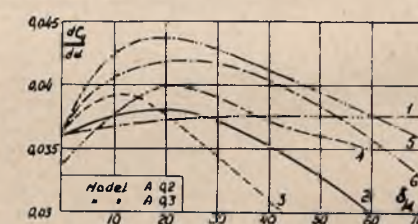
Rys. 18. Wykres biegunowej modelu C

§ 4. Zmiana $\frac{d\,C_y}{d\,i}$ *płata z klapami.*

Jeśli przyjrzymy się przebiegowi krzywych $C_y = f(i)$, to zauważymy wzrost $\frac{d\,C_y}{d\,i}$ w miarę zwiększania kąta odchylenia klapy. Podobne zjawisko nie zachodzi, ani przy klapach ze stałą osią obrotów, ani przy klapach ze szczeliną. Stąd wyciągamy wniosek, że jest to aerodynamiczna własność klap systemu Zap'a. Zjawisko to, z punktu widzenia bezpośredniego zastosowania, nie przedstawia zbyt wielkich korzyści, gdyż $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)^{3/2}$ maleje ze wzrostem kąta odchylenia klapy. Jest ono interesujące tylko, tylko z punktu czysto aerodynamicznego.

Na rysunku 2 podane są krzywe $C_y = f\,(i)$ płata z profilem Prandtl N 387 dla różnych kątów δ_k. Badania były przeprowadzane w EAOCAGI. Na tych wykresach widać zupełnie wyraźnie, wzrost $\frac{d\,C_y}{d\,i}$, szczególnie dla małych kątów δ_k.

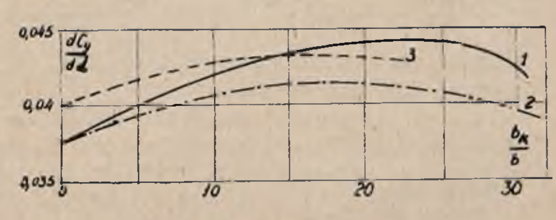
Rysunek 19 daje wykresy $\frac{d\,C_y}{d\,i} = f\,(\delta_k)$ z badań CAGI i NACA. Widzimy na nich, że $\frac{d\,C_y}{d\,i}$ rośnie, w miarę wzrostu δ_k, do wartości $\delta_k = 20^0$, powyżej której zaczyna spadać.



Rys. 19 Zmiana $\frac{dC_y}{di} = f(\delta_k)$

Oznaczenia:

1 — Clark $\frac{b_k}{b} = 0{,}2$
2 — „ $\frac{b_k}{b} = 0{,}3$
3 — „ $\frac{b_k}{b} = 0{,}4$
4, 5 — klapa odsunięta do krawędzi spływu — Clark $\frac{b_k}{b} = 0{,}2$; $\frac{b_k}{b} = 0{,}3$
6 AИR. CAGI. 029

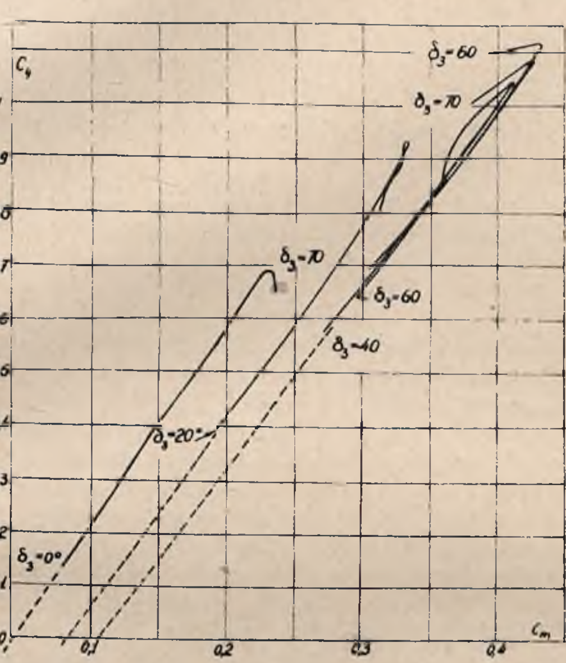


Rys. 20. Zmiana $\frac{dC_y}{di} = f\left(\frac{b_k}{b}\right)$ przy $\delta_k = 60^\circ$

Oznaczenia

$\frac{dC_y}{di}$ 1) 18% A), 2) 12% B), 3) 7,5% C); $\frac{l_k}{L}$ = 0,29; 0,382; 0,4

Na rysunku 20-tym podane jest $\frac{d\,C_y}{d\,i}$ dla modeli dużych płatowców A, B, i C (A i C dwu silnikowe jedno płaty, B jednosilnikowy z klapami w środkowych częściach płata), gdzie widać, że maximum krzywej dostajemy dla 20% klapy $\left(\frac{b_k}{b} = 0{,}2\right)$, powyżej której $\frac{d\,C_y}{d\,i}$ maleje.



Rys. 21. Wykres $C_m = f(C_y)$ skrzydło z klapami sam. AHR-4

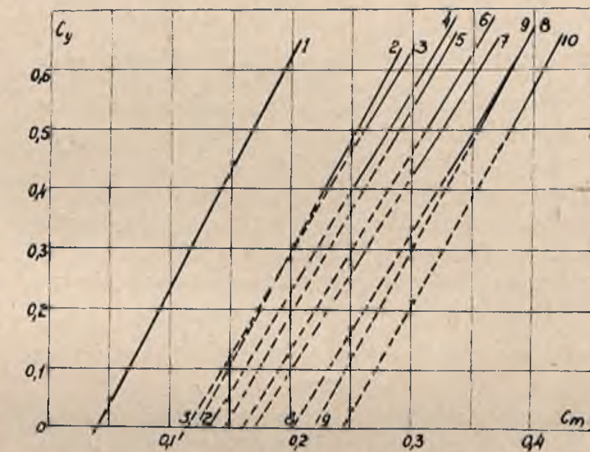
Posiłkując się wzorem Clauert'a,[1]) dokładnym dla płatów prostokątnych, oraz dla płatów trapezowych ze stosunkiem cięciw $\frac{\text{b skrajnych}}{\text{b środk.}} = \frac{1}{2}$ (sprawdzane w laboratorjum CAGI).

$$\frac{\lambda}{\frac{d\,C_y}{d\,i}} = 0{,}66 + 1{,}04\,\frac{\lambda}{\left(\frac{d\,C_y}{d\,i}\right)}$$

Biorąc $\left(\frac{d\,C_y}{d\,i}\right) = \pi$ oraz $\left(\frac{d\,C_y}{d\,i}\right)_{max}$ z wykresu 19 otrzymamy odpowiednie wielkości λ dla wszystkich 3 modeli.

	λ rzecz.	λ obliczone.
model: A	6.22	10,5
„ B	7,7	7,8
„ C	6,2	8,9

Obliczenie wydłużenia wzorem Glauert'a było zastosowane do rachunków nad doświadczeniami (TN Nr. 422) płatów z klapami w NACA (Clark Y) dla wypadku klap systemu Zap'a. Przesuwając klapę ku tyłowi, powiększamy powierzchnię, czyli zmniejszymy wydłużenie λ. Doświadczenia w tunelu dają wyniki przeciwne, a mianowicie wzrost $\frac{d\,C_y}{d\,i}$, który mówi o wzroście λ. Gdy obliczymy spadek $\frac{d\,C_y}{d\,i}$, z racji zmniejszenia wydłużenia, przez przesunięcie klapy ku tyłowi, i zestawimy z wynikami otrzymanemi z doświadczeń NACA, to możemy otrzymać zależność pomiędzy sumaryczną zmianą $\frac{d\,C_y}{d\,i}$ a przesunięciem klapy. Zestawienie tych wyników podaje tab. 2.



Wykres $C_m = f(C_y)$ skrzydła z profilem Clark Y z klapami.
(z publikacji T. N.° N° 422)

Oznaczenia:

1	profil wyjściowy $\delta_k = 0$		
2	oś nieruchoma	$\frac{b_k}{b} = 0{,}2$ $\delta_k = 30°$	
	— „ —	$\frac{b_k}{b} = 0{,}3$ $\delta_k = 30°$	
	— „ —	$\frac{b_k}{b} = 0{,}3$ $\delta_k = 60°$	
3	— „ —	$\frac{b_k}{b} = 0{,}2$ $\delta_k = 60°$	
4	oś ruchoma	$\frac{b_k}{b} = 0{,}2$ $\delta_k = 30°$	przesunięcie osi 20%
	— „ —	$\frac{b_k}{b} = 0{,}3$ $\delta_k = 30°$	— „ — 10%
5	— „ —	$\frac{b_k}{b} = 0{,}2$ $\delta_k = 60°$	— „ — 10%
6	— „ —	$\frac{b_k}{b} = 0{,}2$ $\delta_k = 60°$	— „ — 20%
7	— „ —	$\frac{b_k}{b} = 0{,}3$ $\delta_k = 30°$	— „ — 20%
8	— „ —	$\frac{b_k}{b} = 0{,}3$ $\delta_k = 30°$	— „ — 30%
9	— „ —	$\frac{b_k}{b} = 0{,}3$ $\delta_k = 60°$	— „ — 20%
10	— „ —	$\frac{b_k}{b} = 0{,}3$ $\delta_k = 60°$	— „ — 30%

Rys. 22.

1) Clauert — Podstawy teorji płata i śmigła.

Tablica 2.

Cięciwa klapy w % cięciwy płata b_k	Przesunięcie osi obrotu klapy	Obliczone zmniejszenie się $\frac{d\,C_y}{d\,i}$ w %	Wzrost $\frac{d\,C_y}{d\,i}$ z wykresu w %	Całkowity wzrost $\frac{d\,C_y}{d\,i}$ w %
0,2	do krawędzi spływu płata	4,6	16,7	21,3
0,3	„	7,3	21,5	28,8
0,4	„	10	21,5	31,5

Otrzymany całkowity przyrost $\frac{d\,C_y}{d\,i}$ bierzemy jako sumę otrzymanych wielkości z doświadczeń i obliczeń, t. zn., że bierzemy charakterystyki profilu płata ze zwiększoną cięciwą na skutek przesunięcia klapy.

Z tablicy 2 otrzymujemy orjentacyjny wniosek, że przyrost pochylenia C_y względem i^0 dla klapy ruchomej, z przesunięciem nie większem niż 30% (z przybliżeniem do 1%,) jest równy przyrostowi powierzchni płata t. j. przesunięciu klapy ku tyłowi w % cięciwy.

§ 5. *Zmiana podłużnych momentów skrzydła i samolotu z klapami.*

Jeszcze nie posiadamy materjałów dostatecznie charakteryzujących podłużną stateczność samolotów z klapami. Ale pomimo tego można już pokusić się, na pewne określenia momentów działających na skrzydło i samolot z klapami.

Momenty podłużne na skrzydle. Zatrzymując się na doświadczeniach ze skrzydłami o obrysie prostokątnym i trapezowym, z profilami dość różnorodnymi zarówno pod względem grubości jak i wygięcia; możemy napisać równanie:

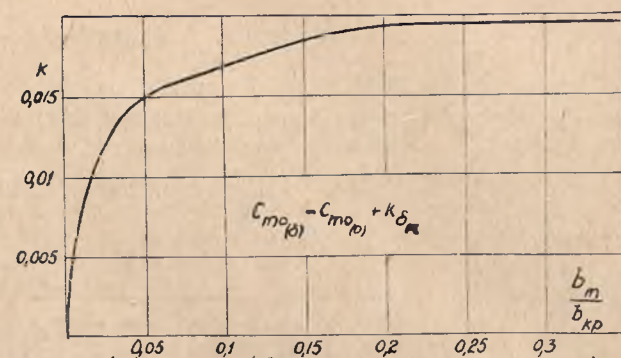
$$C_m = C_{mo} + m\,C_y$$

Zakładamy, że współczynnik m jest stały (z dostateczną dokładnością), dla wszystkich kątów odchyleń i przesunięć klapy i wynosi $m = \frac{d\,C_m}{d\,C_y}$.

Całkowitą różnicę dla C_m otrzymujemy kosztem C_{mo} który zkolei zależy od zmiany kąta odchylenia, przesunięcia klapy, oraz od stosunku $\frac{b_k}{b}$.

Postarajmy się o wyrażenie C_{mo} w funkcji $\frac{b_k}{b}$ dla klapy z nieruchomą osią obrotu.

Wykres 24 daje zmianę C_{mo} w funkcji δ_k, z którego widać, że C_{mo} zmienia się od $\delta_k = 35^0 - 46^0$. Powyżej $\delta_k = 46^0$. C_{mo} jest stałe. Pochylenie krzywej, w przedziale od 0^0 do 40^0 rośnie, wraz ze wzrostem stosunku $\frac{b_k}{b}$ do wielkości równej 0,2; powyżej tej wartości C_{mo} pozostaje stałym. Współczynnik zerowego momentu przy odchylonej klapie można wyliczyć w zależności.



Rys. 23. Wykres współczynnika „k" przy określaniu C_{mo} dla klapy odchylonej, z nieruchomą osią.

$$C_{mo} = C_{mo}(o) + k\,\delta_k$$

gdzie k można brać z wykresu 23 w ten sposób, żeby C_{mo} rosło tylko do kąta $\delta_k = 45^0$. Powyżej kąta $\delta_k = 45^0$ $C_{mo} = const.$

Przy odchylonej klapie, z nieruchomą osią, moment skrzydła rośnie gwałtownie, w szczególności dla małych odchyleń klapy. Przy dużych odchyleniach klapy, przyrost momentu maleje, i moment pozostałe stałym. Doświadczenia „TN" Nr. 422 pokazują, że w wypadku klapy z ruchomą osią obrotu (Zap) ogólne równanie dla momentu skrzydła, nie różni się od poprzednio podanego. Współczynnik m jest stały dla danego profilu, zmienną wartości jest C_{mo}. Wzrost C_{mo} dla klap Zap'a jest o wiele większy niż w wypadku klap ze stałą osią. Szczególnie wyraźnie występuje wzrost C_{mo} (rys. 25) w miarę wzrostu kąta odchylenia klapy, przy przesunięciu osi (10, 20 i 30% cięciwy). Interesujący jest fakt, że o ile dla klapy nieruchomej, zwiększenie wymiarów klapy z 20% na 30% cięciwy płata prawie wcale nie odbijało się na C_{mo}, to w wypadku klap Zap'a, powiększenie klapy w dość znacznym stopniu zwiększało C_{mo}. Należy jeszcze zauważyć, że najwyższa wartość C_{mo} odpowiada $\delta_k = 45^0$ powyżej którego C_{mo} maleje.

Sumując wszystko, możemy powiedzieć, że moment skrzydła rośnie bardzo znacznie po otwarciu klap. Z doświadczeń nad modelami samolotów z klapami, (wzdłuż całej rozpiętości lub tylko w środkowej części skrzydła od kadłuba do lotek) widać, że wyważenie samolotu oraz zapas sterów zmieniają się nieznacznie. Przyczyną tego zjawiska leży, w zwiększeniu odchyleń strug za skrzydłem, a tem samem w zmianie pracy opierzenia. Rezultat tego jest taki, że zastosowanie klap nie powoduje konieczności zwiększenia opierzenia lub też długości kadłuba, a nawet zmiany zaklinowania statecznika.

Nie było robionych specjalnych doświadczeń w celu określenia odchyleń strug za skrzydłem przy otwartych klapach. Ale pewne doświadczenia robione nad klapami pozwalają ocenić w przybliżeniu to odchylenie. Określając C_{mz} z krzywych stateczności podłużnej (metodą $C_{mz} = 0$ przy kącie odchylenia steru równym zeru) otrzy-

manych dla modeli A i C, u których klapy znajdują się od kadłuba do lotek, możemy wypisać następujące dane.

Tablica 3.

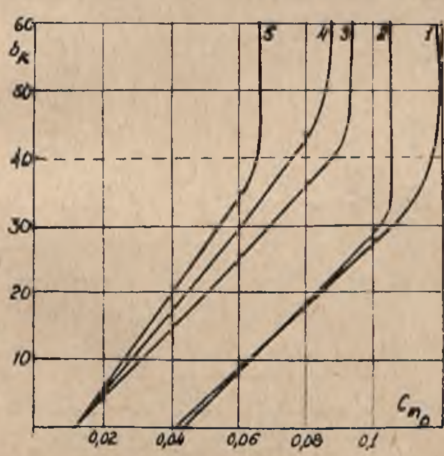
δ_k	Model *C*				Model *A*		
	i	Δi z doświad	Δi oblicz.	Δi_1 oblicz.	*i*	Δi z doświad	Δi oblicz.
0	1.8	1.8	1.91	(1.91)	0	1.47	1.16
30	6.0	6.0	4.56	(7.15)	6.7	8.17	4.75
60	9.1	9.1	6.84	(9.44)	11.0	12.47	7.07

Z tablicy 3 widzimy, że różnica w odchyleniach strug, obliczonych ze wzoru Munka $\left(\Delta i = 57{,}3 \cdot \frac{3{,}6}{\pi \lambda} C_y\right)$ i otrzymanych z doświadczeń jest dość znaczna. Ale jeżeli wziąć zamiast C_y wziętych z doświadczeń modelowych, te C_y które posiada skrzydło z odchylonemi klapami, to różnice te znacznie się zmniejszą.

Dla wykazania słuszności powyższych wniosków było zrobione obliczenie odchylenia strug za płatem z profilem Clark Y (tabl. 3 cyfry w nawiasie) mającym bardziej wysokie C_y niż profil poprzedni.

Z tablicy 3 widać jak silnie zmienia się kąt natarcia opierzenia, a zatem i jego moment.

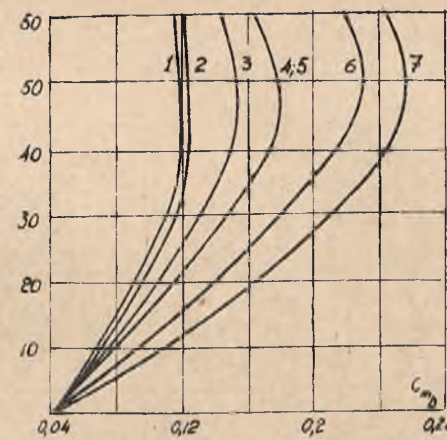
Możnaby powiedzieć, że otrzymujemy jakgdyby obrót statecznika o kąt odpowiadający różnicy: odgięcia strug z klapą otwartą i zamkniętą. Z tego nasuwa się wniosek,



Rys. 24 Wykres $C_{m_0} = f(\delta_k)$ (klapa z nieruchomą osią)

Oznaczenia

		$\frac{b_k}{b}$
1	NACA	0,2
2	NACA	0,29
3	AVA	0,2
4	„	0,1
5	„	0,05



Rys. 25 Wykres $C_{m_0} = f(\delta_k)$ z klapą przesuniętą do krawędzi spływu

N° krzywej	$\frac{b_k}{b}$	Przesunięcie cięciwy w %
1	0,2	0
2	0,3	0
3	0,2	10
4	0,3	10
5	0,2	20
6	0,3	20
7	0,3	30

że odchylając klapę automatycznie przestawiamy statecznik w kierunku zachowania stateczności.

Obecnie mamy już doświadczenia z lotów i można powiedzieć, że zastosowanie klap z nieruchomemi osiami, dla normalnych płatowców nie powoduje utraty stateczności.

§ 6. *Stateczność poprzeczna samolotu z klapami.*

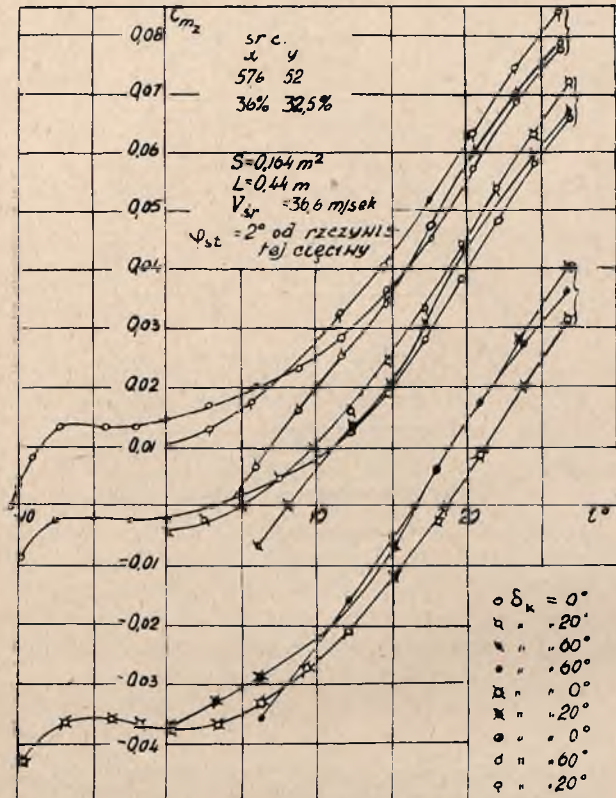
Jednym z trudniejszych zadań, podczas projektowania płatowca z klapami, jest osiągnięcie dobrej stateczności poprzecznej. Wynika to z tego, że krzywa $C_y = f(i)$, przy odchylonych klapach, poprzejściu przez maximum, opada gwałtowniej niż przy zamkniętych. Zjawisko to stawia specjalne warunki dla stateczności i sterowności poprzecznej. Zastosowanie zwykłych lotek zmusza nas do ograniczenia długości klap, a tem samem do zrezygnowania z maximalnego efektu zmniejszenia szybkości lądowania.

Przy zastosowaniu klap wzdłuż całej rozpiętości, mogą być zastosowane lotki wyniesione nad skrzydło lub też „lotki" końcowe. Przy częściowem użyciu klap jako lotki, przez odchylenie ich o różne kąty (tylko do pewnych granic) można osiągnąć pewne momenty względem osi podłużnej.

Ta manipulacja klapami jest o tyle niedogodną, że jednocześnie tracimy stateczność kierunkową, w tak dużym stopniu, że ster kierunkowy nie rozwinie dostatecznie dużego momentu wyrównywującego.

Lotki wyniesione nad skrzydło mają nazwę lotek Zap'a. Jest to małe skrzydełko umieszczone na niewielkiej od-

ległości nad skrzydłem i wystające na $\frac{2}{3}$ swej cięciwy za krawędź spływu płata.



Rys 26 Wykres $C_{m_z}=f(i)$ dla modelu płatowca AHR4

„Lotki końcowe" stanowią część skrzydła, swodobnie zawieszonego na osi, równoległej do rozpiętości, i mogą być przy pomocy specjalnego mechanizmu nastawione w ten sposób, że tworzą pewien kąt z szybkością względną powietrza. Taki obrót „końcowy lotek", w przeciwnych kierunkach, stwarza momenty poprzeczne, dające żądane przyśpieszenie kątowe. Po skończonej ewolucji lotki wracają zpowrotem do położenia, swobodnego zawieszenia. „Lotki końcowe", aby uniknąć wibracji muszą być wyważone statystycznie i dynamicznie.

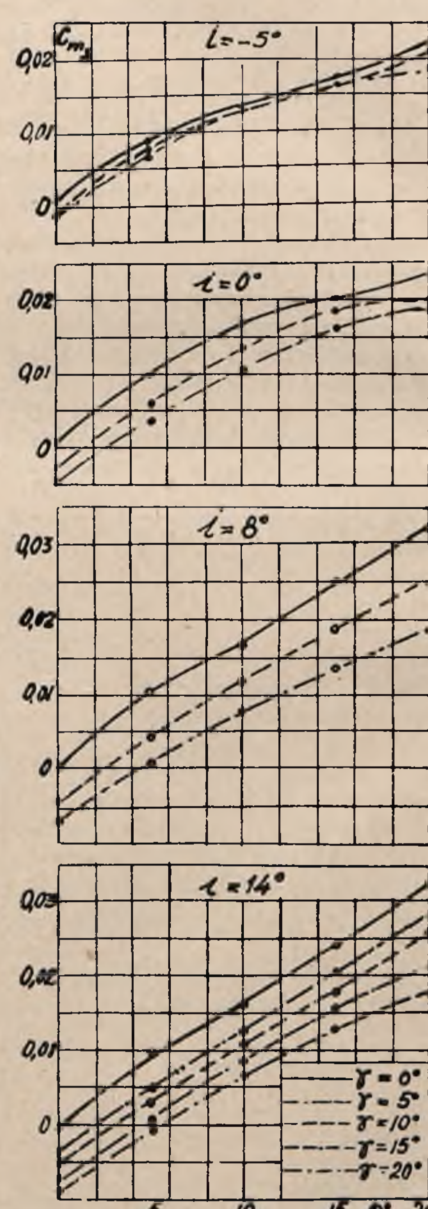
Doświadczenia z „końcowemi lotkami", w laboratorjum CAGI, miały następujące zadania: 1) Dobrać tak lotkę, aby uniknąć wibracji na wszystkich używanych kątach natarcia. 2) Określić charakter powstających momentów poprzecznych, podczas wychylenia lotek, 3) Określić w jakim stopniu zmienią się charakterystyki skrzydła, w obecności „końcowych lotek". 4) Określić siły na drążku podczas sterowania.

Doświadczenia te wykazały możliwość stosowania „końcowych lotek" z warunkiem, że będą posiadać symetryczny profil, oraz konieczność umieszczenia osi obrotu niedaleko krawędzi natarcia 8÷12%. Te dwa warunki pozwalają uniknąć wibracji lotki.

Poniżej podane wyniki doświadczeń „lotki końcowej", której powierzchnia wynosiła 16% powierzchni skrzydła.

W przeciwieństwie do lotek zwykłych. C_{mx} rośnie ze wzrostem kąta natarcia. Zjawisko to jest o tyle interesującem, że zakres kątów rachunkowych jest w granicach $8^0 \div 14^0$, gdzie lotki zwykłe nie dają żądanego momentu. Gdyby usunąć wpływ skrzydła na „końcowe lotki", to moment poprzeczny byłby niezależny od kąta natarcia. Wpływ skrzydła, na opływ dookoła „końcowych lotek", powoduje odchylenia C_{mx} od wielkości stałej przy zmianie kąta natarcia.

Również i momenty kierunkowe są bardziej korzystne przy „lotkach końcowych" niż zwykłych. Podczas wychylenia lotek, o. kąty ($\pm 2_0^0$) w przeciwnych kierunkach, otrzymujemy dość znaczne dodatnie momenty M_y, ob-



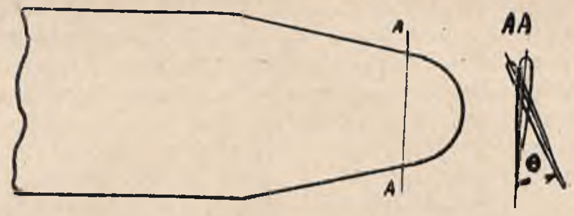
Rys.27 Wykres $C_{mx}=f(\delta)$ dla modelu płatowca AHR4



Rys. 28 Wykres stateczności kierunkowej modelu płatowca AHR-4

ciążające ster kierunkowy. Nawet przy niedużych wychyleniach „końcowych lotek" otrzymujemy dodatnie i ujemne C_{my} bardzo bliskie zeru. Wszystko to mówi o dobrych własnościach „końcowych lotek", jeśli chodzi o sterowość i wykonywanie ewolucji, nawet dla samolotów akrobacyjnych, gdzie

$$C_{my} \cong 0$$



Rys 29 „Końcowa Lotka"

Przyczyna leży w tem, że zwiększenie momentu M_y z obydwóch stron skrzydła, przy jednakowych wychyleniach lotek o profilu symetrycznym, daje w sumie wielkość bliską zeru.

Doświadczenia te w locie na samolocie AИR-4. dały potwierdzenie skuteczności „końcowych lotek". Samolot reagował nawet na bardzo niewielkie odchylenia drążka sterowego.

W tym artykule został poruszony cały szereg pytań z dziedziny aerodynamiki — skrzydła z klapami.

Pytania te nie można uważać za całkowicie rozstrzygnięte. Jedno z nich, w obecnej chwili jest tylko powierzchownie poruszone. Jest to zmniejszenie obciążenia, przy sterowaniu klapami. Przy klapach Zap'a można tak dobrać układ sterowy, że siła na rączce może być niewielka. W klapach zwykłych siły na organach sterowych otrzymujemy dość duże i w celu ich zmniejszenia, należałoby opracować sposób kompensacji aerodynamicznej. Oprócz tego istnieje cały szereg wątpliwości, które należałoby wyświetlić celem spopularyzowania zastosowań slotów i klap dla zmniejszenia szybkości lądowania.

Inż. JAN TUSZYŃSKI.

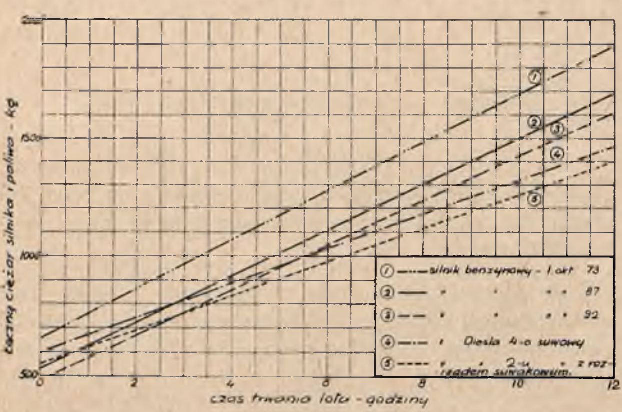
Współczesne paliwa lotnicze o wysokiej liczbie oktanowej i możliwości dalszego postępu w tej dziedzinie.

WSTĘP.

Przeznaczenie paliwa lotniczego jest oczywiście ściśle związane z silnikiem lotniczym, wobec czego najważniejsze z wymagań stawianym paliwu są logiczną konsekwencją zadań, jakie silnik ma spełnić na platowcu. Jak wiadomo, postęp w budowie samolotów wyraża się przedewszystkiem w zwiększaniu szybkości i zasięgu, zaś możność osiągania coraz lepszych wyników pod tym względem należy w dużej mierze przypisać coraz doskonalszym zespołom napędowym. Miarą tej doskonałości jest coraz niższy stosunek ciężaru zespołu napędowego do rozwijanej przezeń mocy. Pod zespołem napędowym należy tu rozumieć nietylko sam silnik ze śmigłem, zbiornikami, chłodnicami i ewentualnym zapasem cieczy chłodzącej, ale i zapas paliwa i oleju, potrzebny dla przelecenia w określonym czasie pewnej odległości, wynikającej z przeznaczenia danego samolotu.

Obniżenie stosunku ciężaru zespołu napędowego do jego mocy może nastąpić przez zbudowanie silnika o większej mocy jednostkowej i/lub przez zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa. W praktyce wyzyskiwane są obie metody; o tem, na jaką z nich ma być położony specjalny nacisk, decyduje typ samolotu i potrzebny zasięg. Tak więc silniki niektórych samolotów wyścigowych (24-cylindrowy Fiat A. S. 6) ważą około 300 gr/KM i zużywają około 450 gr. paliwa na KMgodz, podczas gdy silniki typu Diesla, nadające się przedewszystkiem dla wielosilnikowych samolotów o dużym zasięgu, ważą około jednego kg na KM, zużywając około 170 gr. paliwa na KMgodz. (naprzykład silnik „Jumo IV" — 1,08 kg/KM, 166 gr/KMgodz..). Łatwo wywnioskować, że w miarę zwiększania zasięgu samolotu punkt ciężkości przesuwa się z małego ciężaru jednostkowego silnika na niskie jednostkowe zużycie paliwa.

Wykres rys. 1 [1]) podaje zależność ciężaru zespołu napędowego od ilości godzin trwania lotu dla różnych typów silników. Przecięcie się poszczególnych prostych z osią rzędnych przedstawia ciężar silnika bez paliwa, zaś pochylenie prostych w stosunku do osi odciętych

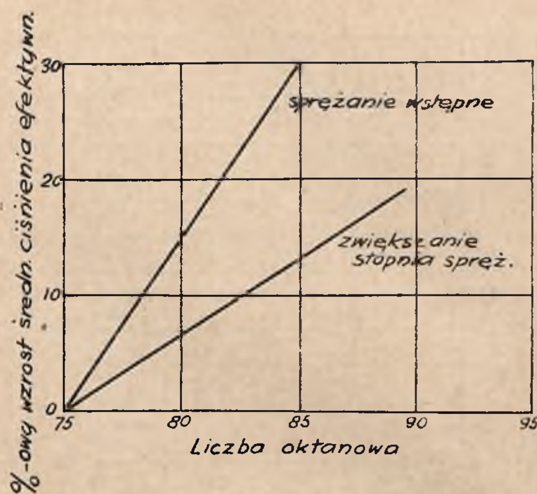


Rys. 1

jest miarą zużycia paliwa, które jest najmniejsze dla obu silników typu Diesla, nieco większe dla silników benzynowych, pracujących na paliwach o liczbach oktanowych 87 i 92, i osiąga największą wartość w wypadku silnika benzynowego, napędzanego benzyną o liczbie oktanowej 73. Wyższy ciężar pierwotny i mniejsze zużycie paliwa silników Diesla sprawiają, że poniżej pewnego czasu lotu silniki te ustępują nowoczesnym silnikom benzynowym, powyżej zaś pozwalają na powiększenie obciążenia użytecznego samolotu tem większe, im dłuższy jest czas trwania lotu. Zrównanie zasług pod tym względzie obu typów silników następuje w punkcie przecięcia odpowiadających im prostych. Tak naprzykład 4-suwowy silnik Diesla staje się równowartościowy pod względem łącznego ciężaru silnika i paliwa z silnikiem na benzynę, o liczbie oktanowej 92 przy 5½ godzinach trwania lotu.

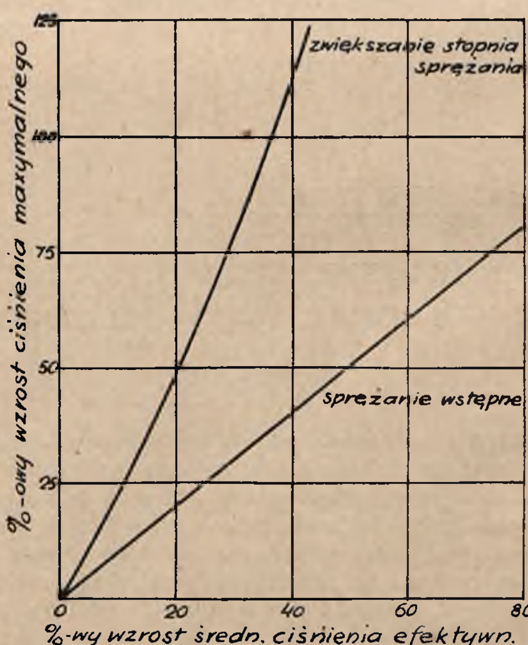
W dalszym ciągu będzie mowa o tych własnościach nowoczesnych paliw lotniczych, które się bezpośrednio wiążą z wyżej wyszczególnionemi wymaganiami, stawianemi nowoczesnemu zespołowi napędowemu. Ogólnie przyjętą metodą zwiększania mocy jednostkowej silnika jest obecnie sprężanie wstępne, zaś najwydatniejsze zmniejszenie zużycia paliwa uzyskuje się przez zwiększenie stopnia sprężania. Istnieją jeszcze inne drogi, któremi zdąża się do tych samych celów, jednak zostaną one tutaj celowo pominięte, nie wiążą się bowiem z właściwościami paliwa.

Aczkolwiek większy stopień sprężania pozwala również na uzyskanie zwiększonej mocy z tego samego silnika, to skuteczność jego pod tym względem jest w stosunku do sprężania wstępnego znacznie mniejsza, o czem można się przekonać z wykresów rys 2 i 3. Pierwszy z nich wskazuje, że paliwo o pewnej odporności na detonację (charakteryzującej się liczbą oktanową, której definicja zostanie podana w dalszym ciągu niniejszej pracy) pozwala na osiągnięcie wyższego ciśnienia efek-



Rys. 2.

tywnego przy zastosowaniu sprężania wstępnego, niż przy podwyższeniu stopnia sprężania. Drugim czynnikiem, ograniczającym wielkość średniego ciśnienia efektywnego, jest maksymalne ciśnienie wybuchowe, ważne ze względu na wytrzymałość części silnika. Z rys. 3 wynika, że przy pewnem nieprzekraczalnem ciśnieniu maksymalnem sprężanie wstępne pozwala na uzyskanie wyższego ciśnienia efektywnego, aniżeli podniesienie stopnia sprężania.



Rys. 3

ZJAWISKO DETONACJI.

Sprężanie wstępne i podwyższanie stopnia sprężania nie pozwalają na nieograniczone podwyższanie mocy silników lotniczych i obniżanie ilości zużywanego przez

---

[1]) Patrz spis bibljografji przy końcu artykułu.

nie paliwa ze względu na wytrzymałość tworzyw, stosowanych do budowy silników, oraz na własności materjałów pędnych. W dzisiejszym stanie techniki granica tak pojętego rozwoju silników lotniczych jest wyznaczona przez właściwości paliw, z których bez porównania najważniejszą jest skłonność do detonacji.

Celem zrozumienia istoty detonacji należy się zapoznać z przebiegiem spalania normalnego i samozapłonu. Przy spalaniu normalnem po ukazaniu się iskry zapala się od niej najbliżej położona część mieszanki paliwa z powietrzem, poczem następuje stopniowe rozprzestrzenianie się płomienia, to znaczy, że spalanie dalszych części mieszanki następuje dopiero po dojściu do nich płomienia od partji położonych bliżej świecy. Szybkość spalania jest stosunkowo niewielka, rzędu 20m/sek. [2]). Przy samozapłonie mieszanka zapala się prawie jednocześnie w całej masie przed ukazaniem się iskry elektrycznej, jedynie pod wpływem wysokiej temperatury, powstającej w pobliżu końca suwu sprężania. Od właściwego samozapłonu, przy którym cała dawka osiąga przed spaleniem wysoką temperaturę, należy odróżnić samozapłon spowodowany lokalnie rozgrzanem miejscem przestrzeni dawkowej; tego rodzaju samozapłon powstaje zazwyczaj pod wpływem zbyt gorących świec.

Jeżeli istnieją takie dwa stany krańcowe spalania, to znaczy spalanie normalne i samozapłon, to musi również istnieć cała gama stanów pośrednich. Te stany pośrednie są to właśnie spalania detonacyjne o różnych intensywnościach detonacji. Jak z tego łatwo wywnioskować, spalanie detonacyjne zaczyna się normalnie, to znaczy po ukazaniu się iskry elektrycznej; paląca się dawka spręża niespaloną jeszcze część mieszanki i podnosi wskutek tego jej temperaturę powyżej temperatury samozapłonu. Przy spalaniu detonacyjnem końcowa część dawki spala się zatem znacznie szybciej, niż przy normalnym przebiegu spalania. Szybkość spalania detonacyjnego jest znacznie większa, niż spalania normalnego i aczkolwiek nie osiąga szybkości dźwięku, to wynosi w przybliżeniu do 300 m/sek.[2]).

Ujemnemi skutkami detonacji są nagły wzrost ciśnienia w przestrzeni dawkowej i przedewszystkiem niewłaściwe zużytkowanie energji, zawartej w paliwie. Niewłaściwość zużytkowania energji cieplnej paliwa jest spowodowana nagłem wydzieleniem się ciepła oraz, jak się wydaje, bardzo szybkiemi ruchami gazów w przestrzeni dawkowej. Wiadomo, że szybkość przenoszenia ciepła z ośrodka gazowego na stały rośnie z szybkością względną tych dwóch ośrodków. Tem można wytłomaczyć niezwykle energiczne przenoszenie się ciepła z gazów spalinowych na ścianki przestrzeni dawkowej, zachodzące przy spalaniu detonacyjnem. Ogólnie mówiąc, przy spalaniu detonacyjnem następuje przesunięcie w bilansie cieplnym silnika, polegające na powiększeniu strat na chłodzenie kosztem mocy silnika i strat, uchodzących z gazami spalinowemi. Ponieważ zdolność odprowadzenia ciepła przez chłodzenie silnika jest ograniczona i dostosowana do spalania normalnego, więc przy zachodzącej detonacji temperatura poszczególnych części silnika przekracza dozwolone granice. Pod jej wpływem może nastąpić uszkodzenie tłoków od zaklejenia pierścieni tłokowych do spalenia części tłoka włącznie, wypalenie części głowicy i inne zaburzenia, utrudniające lub uniemożliwiające pracę silnika.

Detonacja jest spowodowana przyczynami, leżącemi w silniku i w paliwie. Z jednej strony zatem mogą to być nadmierny stopień sprężania, zbyt wysokie ciśnienie ładowania, zbyt uboga mieszanka i inne, jeśli zaś chodzi o paliwo, to wpływ na detonację ma jego chemiczna budowa, mniej lub więcej odporna na warunki, panujące podczas suwu sprężania. Pod wpływem tych warunków (ciśnienie, temperatura) zachodzą w chemicznej budowie paliwa pewne zmiany, wskutek których dawka mieszanki zostaje wprowadzona w stan, sprzyjający detonacji. Charakter tych zmian nie jest dziś dostatecznie wyjaśniony; istniejące hipotezy starają się je przedstawić jako wstępne utlenianie paliwa i wytworzenie nietrwałych związków, tak zwanych nadtlenków, mało odpornych na detonację. Nowsza teorja przypuszcza, że węglowodory, z których składa się paliwo, ulegają podczas suwu sprężania rozszczepieniu na prostsze związki, bardziej skłonne do detonacji.[3]).

OZNACZANIE ODPORNOŚCI PALIW NA DETONACJĘ

Badanie odporności paliw na detonację jest ogromnie utrudnione wskutek ich złożonej budowy chemicznej: benzyna lotnicza składa się jak wiadomo ze znacznej ilości związków czyli tak zwanych indywiduów chemicznych, nie dających się ściśle zidentyfikować. Związki te mogą mieć różne odporności na detonację pomimo tych samych cech fizycznych, jak ciężar właściwy, temperatura wrzenia i t. d. Tem się tłomaczy niemożliwość oznaczenia odporności na detonację na podstawie prostych badań laboratoryjnych bez przeprowadzania próby na silniku.

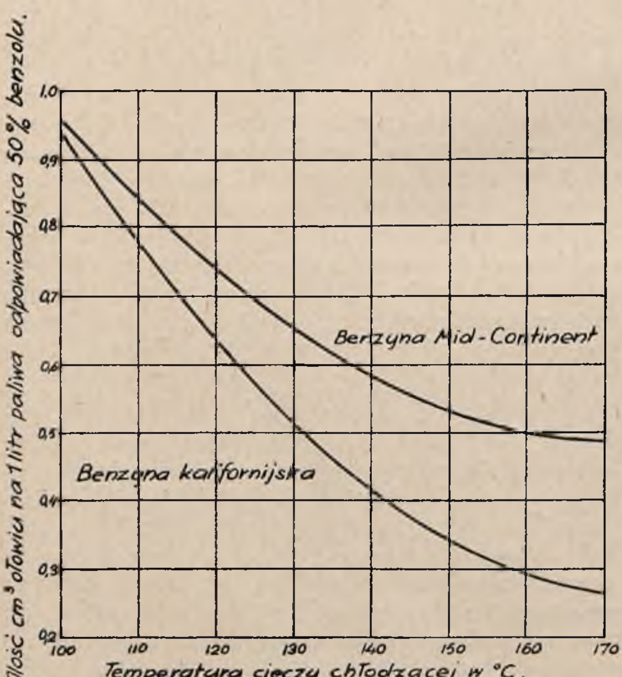
Odporność pewnego paliwa na detonację może być podawana pod postacią granicznego stopnia sprężania, przy którym silnik może jeszcze pracować na danem paliwie bez szkodliwej detonacji. Metoda ta nie przyjęła się, gdyż nawet w razie prowadzenia badania na silniku wzorcowym i przy warunkach wzorcowych istnieją czynniki, niezależne od badacza, wpływające jednak na wyniki próby. Czynnikami temi są przedewszystkiem stan mechaniczny silnika i warunki atmosferyczne. W związku z tem przyjęła się dziś ogólnie inna metoda, polegająca na porównaniu odporności na detonację paliwa badanego z odpornością pewnych paliw wzorcowych.

Po wielu próbach przyjęto obecnie dwa paliwa wzorcowe: normalny heptan i izooktan (2,2,4-trójmetylopentan). Pierwsze z nich jest mniej odporne, drugie zaś odporniejsze na detonację, niż jakiekolwiek z używanych dzisiaj paliw lotniczych. Przez sporządzenie z paliw wzorcowych mieszanin o różnych składach można uzyskać dowolną pośrednią odporność na detonację. Oznaczenie odporności na detonację pewnego paliwa polega zatem na dobraniu takiej mieszaniny izooktanu z heptanem, która detonowałaby w pewnych wzorcowych warunkach pracy równie silnie jak paliwo badane. Liczba oktanowa badanego paliwa jest to liczba, wyrażająca procentową

objętościową zawartość izooktanu w tak dobranej mieszaninie izooktanu z heptanem. Liczbę oktanową zaokrągla się zazwyczaj do najbliższej jedności.

Jak wspomniano, porównanie badanego paliwa z wzorcowem pod względem detonacji odbywa się przy warunkach wzorcowych. Oznacza to, że typ silnika, warunki jego pracy oraz intensywność detonacji, przy której następuje porównanie, muszą być ściśle określone. Przy ustalaniu warunków pracy silnika, przy których ma być dokonywane oznaczenie, należy dążyć do tego, aby warunki te zbliżały się do warunków pracy silników rzeczywistych. Jest to bardzo ważne, gdyż nie wszystkie paliwa reagują jednakowo na zmianę warunków pracy silnika. Gdyby więc ustalono jakieś dowolne warunki pracy silnika, przy których ma być dokonane oznaczenie, to kolejność uszeregowania różnych typów paliw na podstawie badań na tym silniku labolatoryjnym nie odpowiadałaby bynajmniej ich wzajemnej przydatności na silniku lotniczym.

Celem bliższego oświetlenia omawianej sprawy zostanie przedstawiony wykres rys. 4[1]) podający wyniki na-



Rys. 4

stępujących badań: sporządzono mieszankę, zawierającą 50% benzyny i 50% benzolu, i dobrano mieszankę czystej benzyny z czteroetylkiem ołowiu o jednakowej odporności na detonację; postępowanie to przeprowadzono dla dwóch różnych benzyn lotniczych i dla różnych warunków pracy silnika. Zmiana tych warunków wyrażała się zmianą temperatury cieczy chłodzącej, przyczem podwyższanie tej temperatury było oczywiście równoznaczne z wprowadzaniem uciążliwszych warunków pracy silnika. Jak wynika z wykresu, w miarę podwyższania temperatury cieczy chłodzącej domieszka benzolu traciła swoją skuteczność antydetonacyjną w stosunku do czteroetylku ołowiu. Jeśli więc silnik laboratoryjny będzie pracował przy temperaturze cieczy chłodzącej 120° a praca silnika lotniczego będzie się odbywała w warunkach, odpowiadających temperaturze cieczy chłodzącej 160°, wówczas oparcie się na oznaczeniach dokonanych na tym silniku laboratoryjnym może się okazać zgubne w skutkach dla silnika lotniczego. Nastąpiłoby to naprzykład w wypadku, gdyby usiłowano zastąpić mieszankę zawierającą 0,6 cm³ czteroetylku ołowiu na litr benzyny kalifornijskiej mieszanką benzolową.

Jak widać, aby móc uważać liczbę oktanową za istotny miernik jej odporności na detonację, należy zdobyć pewność, że warunki przy których przeprowadza się oznaczenie, są całkowicie zbliżone do rzeczywistych warunków pracy w silniku lotniczym. Metodyczne rozwiązanie tego zagadnienia należy podzielić na dwa etapy:

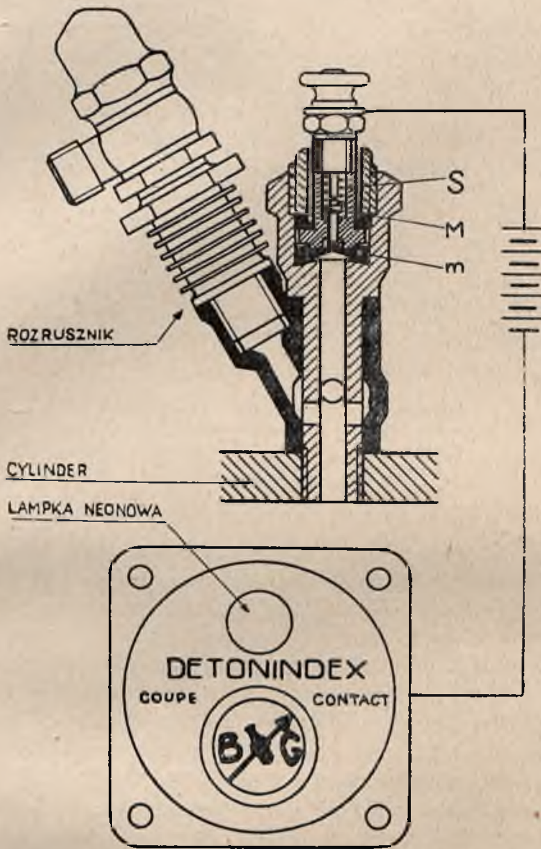
1. Znalezienie pewnej i niezawodnej metody wykrywania i stwierdzania intensywności detonacji na silniku lotniczym.

2. Przyjęcie warunków pracy silnika laboratoryjnego jaknajbardziej zbliżonych do rzeczywistych warunków pracy silników lotniczych.

Szczegółowe omówienie zagadnień, wiążących się z pierwszym punktem przekroczyłoby ramy niniejszej pracy i mogłoby samo przez się stanowić temat oddzielnego referatu.[5]). Tu należy pokrótce zaznaczyć, że obecnie najszerzej jest stosowany sposób kontrolowania spalania na podstawie temperatur głowicy, mierzonych przy pomocy termopar. Metoda ta jest, jeśli chodzi o wykrywanie detonacji, nie dość czuła ze względu na dużą pojemność cieplną głowicy i na niezawsze szczęśliwie dobrane miejsce założenia termopary. Przed niedawnym czasem firma La Bougie B. G. we Francji wprowadziła aparat do wykrywania detonacji na silniku lotniczym pomysłu francuza, M. Serruys'a przedstawiony w przekroju na rys. 5. Aparat ten wyzyskuje do wykrywania detonacji nagły wzrost ciśnienia występujący podczes tego zjawiska; pod wpływem silniejszego nacisku na membranę *„m"* przyciśnięty sprężyną *„S"* skoczek *„M"* odskakuje od niej, wobec czego następuje przerwa w pierwotnym obwodzie elektrycznym i zapalenie się w obwodzie wtórnym lampki neonowej. Przyrządy takie zostały już jakoby zamówione na próbę przez jedną z zagranicznych linji lotniczych, jednak dotychczas brak jakichkolwiek danych o ich przydatności.

Jako silnik do przeprowadzania oznaczeń laboratoryjnych odporności paliw na detonację został dziś ogólnie przyjęty silnik C. F. R. (C. F. R. Fuel Research Engine), wyrabiany przez Waukesha Motor Co. w Stanach Zjednoczonych A. P., istnieje tylko pewna rozbieżność co do metod dokonywania oznaczeń na tym silniku. Obecnie znane są trzy główne metody: C. F. R. Motor Method, C. F. R. Modified Motor Method i metoda według warunków technicznych U. S. Air Corps Y. 3557/G. Pierwsza metoda została pierwotnie opracowana w Stanach Zjednoczonych w zastosowaniu do paliw samochodowych i jest obecnie przyjęta do badania paliw lotniczych przez amerykańskie fabryki silników lotniczych (Wright, Pratt & Whitney), przez niektóre koncerny naftowe (produkty Stanavo, Shell) i wreszcie w Polsce *przez*

I. B. T. L. Druga metoda stanowi specjalne przekształcenie pierwszej metody, dokonane na podstawie badań, przeprowadzonych w Anglji na jednocylindrowych silnikow lotniczych [6]). Przewiduje ona badanie paliwa w łagodniejszych warunkach pracy, aniżeli C. F. R. Motor Method. Złagodzenie to polega na obniżeniu temperatury, do której podgrzewa się mieszankę między gaźnikiem a wlotem do cylindra, z 300°F (149° C), na 260°F (127° C).



Rys. 5

W związku z powyższem interesujące będzie zwrócenie uwagi na to, że liczba oktanowa paliw, przepisanych do silników firmy Bristol (Mercury, Pegasus i inne), ma być oznaczana według angielskiej metody. Ponieważ w Polsce została przyjęta metoda amerykańska, więc istnieje możność dopuszczenia do napedu tych samych silników paliw o liczbach oktanowych cokolwiek niższych, niż żądają przepisy angielskie. Tłomaczy się to tem, że paliwo, którego liczba oktanowa zostanie określona według .warunków technicznych angielskich na 77, wykaże po zbadaniu według C. F. R. Motor Method liczbę oktanową pozornie niższą, o jedną lub dwie jednostki, gdyż jak powiedziano metoda ta przewiduje badanie paliw w warunkach cokolwiek surowszych, niż metoda angielska.

Ostatnia z wyżej wymienionych metod, przyjęta przez amerykańskie lotnictwo wojskowe, stosunkowo znacznie odbiega od poprzednio opisanych. Aczkolwiek silnik C. F. R. został zachowany również i w tym wypadku, to pracuje on przy 1500 obrotach na minutę zamiast 900 obr/min., stanowiących wspólną cechę obu Motor Method, zaś wykrywanie detonacji odbywa się nie na podstawie nagłego wzrostu ciśnienia a na podstawie wzrostu temperatury we wnętrzu cylindra. Metoda ta daje również jakoby wyniki optymistyczniejsze, aniżeli C. F. R. Motor Method, tak że naprzykład paliwo o liczbie oktanowej 92 miałoby po oznaczeniu według C. F. R. Motor Method tylko około 87 [5]).

Cooperative Fuel Research Aviation Gasoline Detonation Subcommittee (amerykański komitet dla badania odporności benzyny lotniczej na detonację) prowadzi obecnie prace mające na celu ostateczne ustalenie metody oznaczeń liczby oktanowej paliw lotniczych. Szczegółowe wyniki tych prac nie zostały dotychczas podane do ogólnej wiadomości, wiadomo już jednak, że o ile dla zwykłych benzyn frakcyjnych C. F. R. Motor Method daje wyniki, na których można polegać, to badanie według tej metody mieszanek benzolowych i benzyn rozkładowych (krakingowych) daje naogół wyniki zbyt optymistyczne [5]). Na tej podstawie dziś już można stwierdzić, że jeśli zajdzie konieczność zmiany C. F. R. Motor Method, to w kierunku jej obostrzenia.

LICZBY OKTANOWE RÓŻNYCH TYPÓW PALIW.

Ponieważ skłonność do detonacji jest główną przyczyną, ograniczającą postęp w dziedzinie silników lotniczych o zapalaniu elektrycznem, więc należy oczekiwać, że postęp w dziedzinie paliw będzie wyrażał się przedewszystkiem zwiększeniem odporności paliw na detonację. W dalszym ciągu nastąpi przegląd różnych typów paliw lotniczych stosowanych obecnie wraz z analizą możliwości, jakie one przedstawiają w kierunku podwyższenia liczby oktanowej.

a) Benzyna frakcyjna.

Pod nazwą benzyny frakcyjnej rozumie się benzynę, otrzymywaną z ropy naftowej przez dystylację zachowawczą (w przeciwieństwie do dystylacji rozkładowej, stosowanej przy wytwarzaniu benzyny krakingowej). Benzyna frakcyjna jest już obecna w ropie naftowej i oddzielenie jej jest możliwe dzięki niskiej temperaturze wrzenia benzyny. Liczba oktanowa benzyny frakcyjnej zależy od jej składu chemicznego i od zawartości w benzynie składników lekko wrzących. Skład chemiczny benzyny zależy od pochodzenia ropy; gdyby ropa dobywana na całym świecie miała wszędzie ten sam skład chemiczny, wówczas liczba oktanowa benzyny zależałaby wyłącznie od zawartości składników lekko wrzących czyli od ciężaru właściwego. Uzależnianie wartości benzyny lotniczej od jej ciężaru właściwego, dawniej ogólnie przyjęte, jest słuszne jedynie pod warunkiem, że rozpatrywane benzyny pochodzą z tej samej ropy. Ogólne stosowanie tej zasady w dawniejszych czasach doprowadziło naprzykład do zdyskwalifikowania jednej z lepszych dziś benzyn lotniczych, otrzymywanej z ropy Borneo, tylko dlatego, że jej ciężar właściwy wynosi około 0,760. Obecnie ta sama benzyna przoduje w dziedzinie frakcyjnych benzyn lotniczych, osiąga bowiem

liczbę oktanową, dochodzącą do 78. Liczba ta stanowi kres możliwości pod tym względem w dziedzinie znanych dzisiaj benzyn frakcyjnych.

Polskie benzyny frakcyjne są pod względem liczby oktanowej upośledzone [7]); osiągają one przeciętną wartość 62, w najlepszym zaś wypadku 72, przyczem ilości tej ostatniej benzyny są dla celów lotnictwa całkowicie niewystarczające.

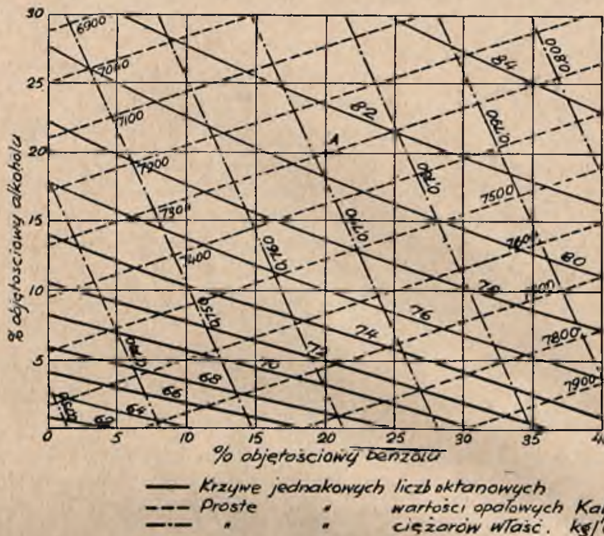
Granica rozwoju silników lotniczych, naznaczona przez liczby oktanowe benzyn frakcyjnych, została już dawno osiągnięta, to też musiano się zwrócić w innych kierunkach.

b) Mieszanki benzolowe i alkoholowe.

Stosowanie tych czy innych mieszanek napędowych bywa przeważnie dyktowane raczej względami ekonomicznemi niż technicznemi, zależy zatem od warunków lokalnych danego państwa. Momenty te zostały również odczute w Polsce ze względu na krajową wytwórczość alkoholu i na obowiązujący przez dłuższy przeciąg czasu zakaz stosowania czteroetylku ołowiu.

Niezależnie od względów gospodarczych, które będą tu oczywiście pominięte, stosowanie alkoholu i benzolu ma bardzo wyraźne oblicze techniczne. Wybitne zalety posiada przedewszystkiem alkohol: polegają one w pierwszym rzędzie na bardzo silnym dodatnim wpływie na liczbę oktanową mieszanki i na umożliwieniu dzięki domieszce alkoholu znacznie lepszego i dokładniejszego spalania. Również bardzo korzystną własnością alkoholu jest wysokie ciepło parowania (210 Kalorji na kilogram), w przybliżeniu trzykrotnie większe, niż odpowiednia wartość dla benzyny. Dzięki tej własności alkohol obniża silnie temperaturę mieszanki paliwa z powietrzem, zwiększając w ten sposób sprawność wolumetryczną a więc i moc silnika. Do wad alkoholu należy jego niska wartość opałowa (5080 Kalorji na litr, benzyna — ok. 7650 Kalorji na litr) i łatwe rozdzielanie się mieszanek alkoholu z benzyną pod wpływem minimalnych domieszek wody, rzędu ułamka procenta [7,8]). Aczkolwiek niska wartość opałowa alkoholu nie wpływa na moc silnika dzięki wysokiemu ciepłu parowania, to zmusza do zabierania na samolot większej ilości paliwa. Ta niska wartość opałowa jest czynnikiem, ograniczającym zawartość alkoholu w mieszance lotniczej.

Przechodząc do benzolu, należy zaznaczyć, że zawartość jego w mieszance lotniczej nie może również przekroczyć pewnej granicy ze względu na stosunkowo wysoką temperaturę krystalizacji benzolu, wynoszącą około —10⁰. Chodzi tu oczywiście o benzol techniczny lotniczy, będący mieszaniną paru związków chemicznych, jak benzen, toluen i inne. Ponieważ nieprzekraczalna temperatura krystalizacji paliwa lotniczego wynosi — 50⁰ a nawet jeszcze niżej (warunki techniczne lotnictwa amerykańskiego przepisują — 60⁰), więc zawartość bezolu nie może być wyższa, niż około 20% objętościowo. W tych szczupłych granicach wpływ benzolu na liczbę oktanową paliwa lotniczego jest stosunkowo niewielki [7]), wobec czego wprowadzenie benzolu do użytku ma nietyle na względzie podwyższenie liczby oktanowej ile zwiększenie odporności mieszanek alkoholowych na rozwarstwienie pod wpływem wody [8]) i podwyższenie wartości opałowej tych mieszanek. Znaczenie benzolu jako środka przeciwdetonacyjnego jest tem mniejsze, że benzol bardzo silnie traci odporność na detonację w miarę wzrostu temperatur, przy których pracuje silnik [4]), to znaczy równolegle do ewolucji, przez którą przechodzą nowoczesne silniki lotnicze.



Rys. 6.

Rys. 6. przedstawia liczby oktanowe, wartości opałowe i ciężary właściwe mieszanek benzyna-alkohol-benzol w zależności od ich składu. Wykres ten dotyczy przeciętnej krajowej benzyny lotniczej i pozwala na dobranie składu objętościowego mieszanki dla potrzebnej liczby oktanowej i wartości opałowej lub ciężaru właściwego. Z wykresu tego wynika, że maksymalna liczba oktanowa, możliwa do osiągnięcia przy stosowaniu tego rodzaju mieszanek, wynosi około 80. (Punkt A). Jest ona wyznaczona z jednej strony przez poprzednio uzasadnione 20% benzolu, z drugiej zaś przez taką samą w przybliżeniu zawartość alkoholu, której przekroczenie obniżyłoby zanadto wartość opałową mieszanki. Jest rzeczą niewątpliwą, że liczba oktanowa 80, możliwa do osiągnięcia na tej drodze w polskich warunkach, byłaby znacznie przewyższona przy oparciu się o jedną z dobrych benzyn zagranicznego pochodzenia, jednak zagranicą nie szuka się rozwiązania w tym kierunku ze względu na znacznie większe możliwości, jakie daje pod tym względem czteroetylek ołowiu.

c) Mieszanki z czteroetylkiem ołowiu.

W przeciwieństwie do alkoholu i benzolu czteroetylek ołowiu sam przez się nie jest paliwem. Już minimalne domieszki czteroetylku, rzędu ułamka centymetra sześciennego na litr, wystarczają dla podniesienia liczby oktanowej benzyny o kilkanaście jednostek. Wykres rys. 7 pokazuje wpływ domieszki czteroetylku na liczbę oktanową przeciętnej krajowej benzyny lotniczej. Czteroetylek ołowiu zbliża się do ideału w tej dziedzinie, którym powinien być związek, silnie podnoszący liczbę oktanową, pozostawiający natomiast bez zmiany wszystkie inne własności benzyny, nie budzące naogół żadnych

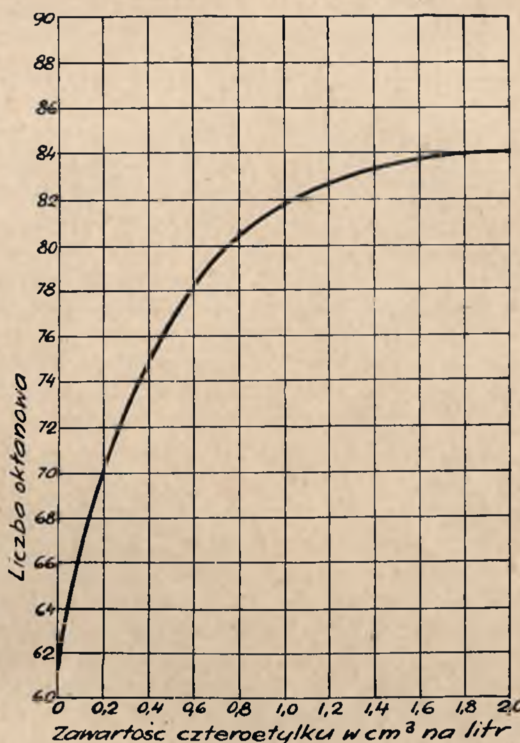
zastrzeżeń. Wadą czteroetylku ołowiu jest oddziaływanie związków, tworzących się przy jego udziale we wnętrzu silnika, na tworzywa cylindrów, zaworów i innych części, stykających się z gazami wydechowemi. Oddziaływanie to, zachodzące podczas pracy silnika i podczas jego postoju, staje się przyczyną korozji i zmusza do ograniczenia zawartości czteroetylku ołowiu w paliwie. Znacznie kłopotliwsza jest korozja silnika zimnego, opanowanie jej wymaga bowiem stosowania złożonych zabiegów konserwacyjnych, podczas gdy korozja na gorąco została już właściwie wyeliminowana drogą doboru odpowiednich materjałów. Maksymalna zawartość czteroetylku ołowiu, przyjęta obecnie w większości krajów, wynosi około 0,8 cm³ na litr (3 cm³ na U. S. gallon). Angielskie warunki na benzynę z czteroetylkiem ołowiu, D.T.D. 230, dopuszczają stosowanie czteroetylku ołowiu w ilości nieprzekraczającej 4 cm³ na jeden Imperial gallon (około 0,9 cm³ na litr).

Czteroetylek ołowiu ma jak wiadomo silne własności trujące, jednak dopuszczalna ze względu na korozję koncentracja tego środka jest tak niewielka, że niebezpieczeństwo z tego tytułu może być całkowicie pominięte pod warunkiem stosowania pewnych środków ostrożności. Niezależnie od zachowania przepisów obowiązujących w stosunku do czystej benzyny, należy zakazać używania benzyny etylizowanej do takich celów, jak usuwanie plam w ubraniach, palenie w piecykach i t. d.

Opierając się na najlepszej dostępnej dziś benzynie frakcyjnej oraz na maksymalnej dopuszczalnej zawartości czteroetylku ołowiu, można dziś sporządzić paliwo o liczbie oktanowej, dochodzącej do 90. Przeciętne dobre zagraniczne benzyny lotnicze dają po zmieszaniu z dozwoloną ilością czteroetylku liczbę oktanową około 87. Uzyskanie tej liczby oktanowej w przeciętnych warunkach polskich wymaga zmobilizowania wszystkich środków, to znaczy benzolu, alkoholu i czteroetylku ołowiu.

Zastanawiając się nad możliwą do uzyskania maksymalną liczbą oktanową przy użyciu dotychczas wymienionych środków (benzyna, alkohol, benzol i czteroetylek ołowiu), należy przedewszystkiem stwierdzić, że podstawową domieszkę przeciwdetonacyjną powinien stanowić czteroetylek ołowiu. Im pierwotna benzyna osiągnie wyższą liczbę oktanową pod wpływem czteroetylku, tem mniej wpłynie dodatek alkoholu a zwłaszcza benzolu na dalsze podwyższenie liczby oktanowej paliwa. Przykładowo więc, jeśli dodanie 0,8 cm³ czteroetylku ołowiu do jednej benzyny podniesie jej liczbę oktanową do 82, zaś druga benzyna zareaguje na ten sam dodatek podwyższeniem liczby oktanowej do 87, to w pierwszym wypadku alkohol i benzol pozwolą na dalsze podwyższenie liczby oktanowej o 5 czy 6 jednostek, podczas gdy w drugim wypadku zysk na dodaniu dozwolonych ilości tych paliw wyraziłby się liczbą nie większą, niż dwa lub trzy. Z tego widać, że wobec posiadania zagranicą dobrych benzyn i możliwości użycia czteroetylku ołowiu, komplikacje, płynące ze stosowania domieszek alkoholu i benzolu, nie byłyby niczem usprawiedliwione.

Z powyższego wynika, że granica podniesienia liczby oktanowej przy stosowaniu omówionych sposobów jest w kraju i zagranicą w przybliżeniu jednakowa i wynosi



Rys. 7

87 do 90. Możliwości rozwojowe, dane silnikom przez wprowadzenie tego rodzaju paliwa, zostały w dużej mierze wyczerpane, to też istnieją już dziś poważne usiłowania uzyskania nowych paliw jeszcze odporniejszych na detonację. Usiłowania te idą w kierunku otrzymywania benzyn lotniczych przez kraking i przez uwodornianie oraz w kierunku syntetycznego otrzymywania paliw specjalnych.

KRAKING I UWODORNIANIE.

Nazwą krakingu określa się metodę przeróbki jednych węglowodorów na inne, polegającą zasadniczo na poddaniu tych węglowodorów działaniu wysokich ciśnień i temperatur. Przerabianiu ulegają zazwyczaj produkty ciężkie, jak naprzykład olej gazowy lub inne cięższe, smoła pochodząca z węgla kamiennego i t. p., zaś produktami wyjściowemi są gazy, benzyna, koks i inne, w ilości i jakości zależnej od warunków prowadzenia reakcji. Benzyny, otrzymywane tą drogą, posiadają dwie cenne zalety. Na podkreślenie zasługuje w pierwszym rzędzie ich odporność na detonację, przewyższająca w reguły tę samą własność benzyn frakcyjnych. Druga ważna cecha tych benzyn wychodzi na jaw przy porównaniu dwóch benzyn o tej samej liczbie oktanowej, jednej frakcyjnej czystej lub z dodatkiem czteroetylku ołowiu, oraz drugiej krakingowej. Okaże się wówczas, że detonacja, odbijająca się szkodliwie na mocy silnika napędzanego benzyną pierwszego rodzaju, w drugim wypadku spowoduje znacznie mniejszy spadek mocy. Inaczej mówiąc, przy pewnej liczbie oktanowej benzyny krakingowe po-

zwalają na wydobycie większej mocy z silnika danego typu [9]).

Wadą benzyn krakingowych jest ich skłonność do gumowania, czyli do tworzenia związków o kleistej konsystencji, których obecność w benzynie nie może być tolerowana, gdyż zagrażają one unieruchomieniem trzonków zaworów wlotowych w prowadnicach; jest to tak zwane zawiśnięcie zaworów. Związki te wydzielają się podczas magazynowania benzyny i są konsekwencją oddziaływania tlenu atmosfery na węglowodory nienasycone, których zawartość w benzynach krakingowych jest znacznie wyższa, niż w benzynach frakcyjnych. W wyniku prac, prowadzonych w pierwszym rzędzie w Stanach Zjednoczonych wprowadzono do użytku znaczną liczbę związków chemicznych, tak zwanych inhibitorów, zapobiegających w pewnym stopniu gumowaniu benzyn krakingowych [10]).

Ze względu na swoje słabe strony benzyny krakingowe wchodzą w rachubę jako paliwo lotnicze przedewszystkiem w zakresie liczb oktanowych, przekraczających możliwości benzyn frakcyjnych. Zakres ten jest dla benzyn krakingowych dość rozległy; wystarczy powiedzieć, że jedna z instalacji rosyjskich o zdolności przeróbczej 70 do 90 tonn oleju gazowego na dobę pozwala jakoby na otrzymywanie benzyny lotniczej o liczbie oktanowej 88 do 90 [9]). Jeszcze wyższe liczby oktanowe mogą być podobno otrzymane na tej samej instalacji na drodze powtórnej przeróbki benzyny krakingowej (t. zw. „reforming"); dochodzą one do 110 jednostek [9]). Wyniki te brzmią bardzo zachęcająco, nie słychać jednak dotychczas, aby nowe wysokooktanowe benzyny krakingowe weszły gdziekolwiek do użytku praktycznego. Stoi temu niewątpliwie na przeszkodzie ich wysoka cena.

Uwodornianie czyli hydrogenacja (hydrogenation, Hydrierung), polega na oddziaływaniu wodorem na cięższe przetwory ropne lub na rozdrobniony węgiel, zmieszany z olejem, w obecności katalizatorów. Jednym z produktów wyjściowych tego rodzaju przeróbki jest benzyna, której otrzymywanie jest racją bytu uwodorniania. Możliwości tej metody w kierunku otrzymywania benzyny wysokooktanowej są mniejsze, niż w wypadku krakingu, przyczem, podobnie jak w tym wypadku, koszt otrzymywania benzyny rośnie odpowiednio do jej liczby oktanowej. Wzgląd ten nie pozwolił dotychczas na zastosowanie uwodorniania jako praktycznej metody otrzymywania wysokooktanowych benzyn lotniczych.

IZOOKTAN.

Jak wynika z definicji liczby oktanowej, wynosi ona dla izooktanu 100 a tem samem znacznie przekracza liczby oktanowe obecnie rozpowszechnionych paliw lotniczych. Do niedawna wprowadzenie tego produktu do użytku w lotnictwie było całkowicie nierealne ze względu na jego wysoką cenę, sięgającą około 30 zł. za litr. Obecnie donoszą ze Stanów Zjednoczonych A. P. [11]) o udanych próbach produkcji izooktanu na skalę przemysłową przy pomocy metod, opartych na krakingu i uwodornianiu. Wprowadzenie czytego izookanu do napędu silników lotniczych jest całkowicie nieprawdopodobne, gdyż cena jego będzie zawsze przekraczała cenę benzyny; w związku z tem o izooktanie można obecnie mówić tylko jako o domieszce do paliwa lotniczego. Ciężar właściwy izooktanu wynosi 0,694, zaś temperatura wrzenia 99,3° C.

Na trzecim dorocznym zjeździe Institute of the Aeronautical Sciences została między innemi przedstawiona praca F. D. Kleina, podająca wyniki prób, prowadzonych ostatnio przez U. S. Air Corps nad paliwami o liczbie oktanowej 100 wraz z porównaniem ich z wynikami, otrzymanemi przy użyciu paliwa o liczbie oktanowej 92 (według metody oznaczeń, przyjętej przez Air Corps) [12]). Próbie podlegały następujące paliwa o liczbie oktanowej 100: 1) 50% izooktanu, 50% benzyny lotniczej i 3 cm³ czteroetylku ołowiu na U. S. gallon (około 0,8 cm³ na litr); 2) 50% izooktanu, 50% benzyny lotniczej i 6 cm³ czteroetylku ołowiu na U. S. gallon; 3) paliwo wzorcowe C—6 (liczba oktanowa 76 według C.F.R. Motor Method) i 8,5 cm³ czteroetylku ołowiu na U. S. gallon; 4) 37,5% izooktanu, 37,5% benzyny o wysokiej zawartości węglowodorów aromatycznych (grupa związków, do których zalicza się między innemi benzol), 25% izopentanu i 1 cm³ czteroetylku ołowiu na U. S. gallon. Jednocześnie z rozpoczęciem prób opracowano warunki techniczne Nr. X 3575 na mieszankę paliwową o liczbie oktanowej 100, zmniejszające dopuszczalną zawartość czteroetylku ołowiu z 6 cm³ na 3 cm³ na U. S. gallon. Należy zaznaczyć, że zawartość 6 cm³ czteroetylku jest przewidziana w warunkach technicznych Air Corps Y. 3557/G na paliwo o liczbie oktanowej 92; w ten sposób nowe warunki techniczne, podwyższające liczbę oktanową mają jednocześnie zapobiec trudnościom, związanym z nadmierną ilością czteroetylku ołowiu w paliwie.

Próby nowych paliw były prowadzone na silnikach wysokościowych typu Wasp i Cyclone przy stałem zużyciu paliwa, wynoszącem dla pierwszego silnika 250 gr/KMgodz., dla drugiego zaś 272 gr/KMgodz. Próba polegała na stopniowem zwiększaniu otwarcia przepustnicy do chwili osiągnięcia granicznych temperatur głowic, wynoszących 288° C (550° F). Przekonano się, że w porównaniu do paliwa o liczbie oktanowej 92 zysk na mocy wyniósł 21,6% dla silnika Wasp i 31% dla silnika Cyclone. Zysk ten byłby niewątpliwie jeszcze większy, gdyby zbudowano silniki o tych samych wymiarach, specjalnie przystosowane do mieszanki o liczbie oktanowej 100.

SAFETY FUEL.

Omawiając nowe typy paliw lotniczych o wysokiej liczbie oktanowej należy również wspomnieć o tak zwanem „safety fuel" (czyli paliwo bezpieczeństwa). Zasadniczemi cechami tego rodzaju paliw są wysoka liczba oktanowa i brak składników lekkich. Pierwsza własność nie wymaga bliższych komentarzy, co się zaś tyczy drugiej, to jest ona jednocześnie wadą i zaletą omawianego paliwa. Nieobecność składników lekkich, których zawartość w benzynie lotniczej uchodzi dotychczas za konieczną ze

względu na łatwość rozruchu silnika, jest kłopotliwa, uniemożliwia bowiem posługiwanie się nowem paliwem bez dokonania zasadniczych zmian w układzie zasilającym współczesnych silników lotniczych. W Ameryce, gdzie próby nad „safety fuel" trwają już od dość dawna, zostały wprowadzone dwa rozwiązania, usiłujące zapobiec tej trudności. Pierwszem rozwiązaniem było zbudowanie przez firmę Shore Corporation, North Quincy, Mass. specjalnego gaźnika, umożliwiającego jakoby łatwy rozruch silnika [13]). Drugi sposób opanowania zagadnienia nie został coprawda pomyślany w zastosowaniu do tego paliwa, jednak doskonale nadaje się do niego. Sposób ten polega na zastąpieniu gaźnika instalacją wtryskową przy zachowaniu zapalania elektrycznego. Dzięki pracom, prowadzonym od 10 lat w tym kierunku przez amerykańskie lotnictwo wojskowe, silniki lotnicze zasilane przy pomocy pompek i wytryskiwaczy zostały już jakoby całkowicie opanowane [14]) i będą mogły w pełni wyzyskać zalety paliw typu „safety fuel".

Nazwa „safety fuel" wiąże się właśnie z nieobecnością w paliwie składników lekkich, dzięki czemu stosowanie jego zmniejsza znacznie niebezpieczeństwo pożaru. Podczas wypadków lotniczych niebezpieczeństwo zapalenia się benzyny jest duże, gdyż opary nagromadzone nad rozlaną benzyną zapalają się z łatwością od jakiejkolwiek iskry lub rozżarzonego miejsca silnika, poczem płomień rozprzestrzenia się z ogromną szybkością. Dzięki nieobecności składników lekko wrzących „safety fuel" nie wydziela tego rodzaju łatwo palnych oparów, wobec czego niebezpieczeństwo pożaru staje się mniejsze.

Stosowanie „safety fuel" nie wyszło jeszcze z okresu próbnego, wobec czego nie jest ono dotychczas wprowadzone do normalnej sprzedaży. Jedynie wielkie towarzystwa naftowe, Shell i Standard, rozpoczęły próbną produkcję paliw tego typu. Poniższa tablica podaje własności produktów tych firm: [13, 15])

Nazwa produktu	Shell High Flash Aviation Gasoline	Safe-T-Esso
Firma produkująca	Shell	Standard
Barwa	wodojasna	wodojasna
Ciężar właściwy	0,863	0,870
Temperatura zapłonu	41° C	43° C
Dystylacja:		
początek wrzenia	150°	156°
20% przechodzi do	160°	—
50% przechodzi do	166°	174°
70% przechodzi do	171°	—
90% przechodzi do	179°	190°
96% przechodzi do	—	196°
suchy punkt	194°	200°
Liczba oktanowa według C. F. R. Motor Method	91	88

Dla lepszego porównania tych granic dystylacji z granicami benzyn lotniczych należy stwierdzić, że przeważająca ilość tych benzyn wrze w granicach 50° do 180° C.

Paliwa omawianego typu są otrzymywane przez uwodornianie; jeśli chodzi o produkt firmy Standard, to jest on wytwarzany według metody, wynalezionej przez I. G. Farbenindustrie, opracowanej technicznie i ulepszonej przez Standard Oil Company of New Jersey w Stanach Zjednoczonych A. P. [13]).

Reasumując, można obecnie zauważyć dwa zasadnicze kierunki rozwoju nowoczesnych paliw lotniczych, przeznaczonych do napędu silników o zapalaniu elektrycznem. Po pierwsze zatem będą to paliwa, nadające się do użytku na współczesnych silnikach gaźnikowych i złożone zasadniczo z trzech składników: benzyny lotniczej, jakiegoś węglowodoru o liczbie oktanowej 90 do 100 i czteroetylku ołowiu w ilości nieprzekraczającej 0,8 cm^3 na litr paliwa. Węglowodory o wysokiej liczbie oktanowej będą wytworzone przez kraking, uwodornianie lub przy pomocy innej metody syntetycznej. Być może, iż węglowodorem tym będzie izooktan lub jakiś inny czysty związek chemiczny o wysokiej liczbie oktanowej, osiągniętej drogą odpowiedniego przegrupowania cząstek węgla i wodoru [11]). Skład tych mieszanek przyszłości będzie w zbyt silnym stopniu zależał od ceny poszczególnych składników, aby już teraz można było powiedzić coś pewnego na ten temat. Drugi typ paliwa przyszłości to właśnie opisane „safety fuel", wprowadzenie jego byłoby wszakże połączone z większemi trudnościami ze względu na konieczność dokonania radykalnych przeróbek w układzie zasilającym silników.

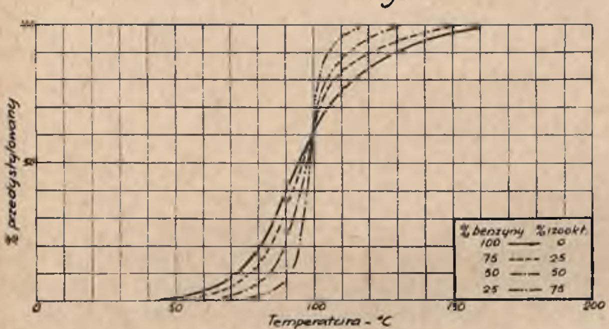
W związku z wprowadzeniem nowych paliw o liczbach oktanowych między 90 a 100 należy również oczekiwać innej metody oznaczania ich liczb oktanowych, gdyż dokładność silnika C.F.R. w tym zakresie staje się bardzo niewielka: różnice pomiędzy poszczególnymi oznaczeniami mogą z łatwością sięgać 2 i 3 jednostek, podczas gdy dokładność oznaczania liczb oktanowych niższych (50—80) wyraża się w dziesiątych częściach jednostki. Pozatem sama logika wskazuje na to, że wobec znacznej różnicy między warunkami pracy silników starszego typu (liczba oktanowa do 80) a silnikami, przystosowanemi do liczb oktanowych przekraczających 90, należy wprowadzić również pewne zmiany do metody oznaczania.

DĄŻENIE DO WYSOKIEJ LICZBY OKTANOWEJ A INNE WŁASNOŚCI PALIW.

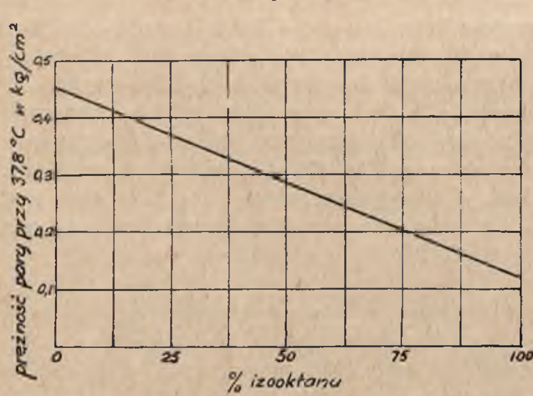
Ze względu na to, że benzyna lotnicza posiada za wyjątkiem liczby oktanowej wszystkie niemal własności idealnego paliwa lotniczego, wszelkie różnice między własnościami nowoczesnych paliw lotniczych a benzyną lotniczą nie są naogół wprowadzane celowo, a są raczej smutną konsekwencją zwiększania odporności na detonację. Przykład tego był już podany uprzednio przy omawianiu mieszanek alkoholowych i benzolowych, zaś dalszym przykładem będą prawdopodobne trudności, związane z wprowadzeniem w charakterze domieszek nowych paliw o bardzo wysokiej liczbie oktanowej. Trudności tych nie napotyka się jak wiadomo przy stosowaniu czteroetylku ołowiu, jednak możliwości stosowania tej domieszki są ograniczone ze względu na jego działanie korozyjne i na znaną już granicę odporności na detonację, której przy pomocy czteroetylku ołowiu przekroczyć nie można.

Przedstawione wykresy rys. 8 i 9 pozwolą na zdanie sobie sprawy ze zmian własności benzyny lotniczej pod wpływem domieszki izooktanu [16]. Krzywe dystylacji wskazują na zmniejszającą się pod wpływem izooktanu lotność niżej wrzących części mieszanki. Paliwa takie nie odpowiadałyby wymaganiom stawianym nowoczesnym paliwom lotniczym, podyktowanym troską o łatwość rozruchu silnika. Trudności te możnaby ominąć przez zwiększenie lotności składowej benzyny lub przez specjalne przystosowanie gaźników. Również zmiana prężności par (rys 9) wskazuje na zmniejszającą się lotność paliwa pod wpływem domieszki izooktanu i dowodzi, że benzyna mieszana z izooktanem może mieć prężność par, przekraczającą maksymum dopuszczalne dla benzyn, używanych w stanie czystym.

Rys. 2



Rys. 8



Rys 9

UKŁADY WIELOPALIWOWE.

Jak wiadomo, paliwa o wysokich liczbach oktanowych posiadają niejednokrotnie pewne ujemne strony. Jeśli więc chodzi o mieszanki alkoholowe, to wadą ich jest niska wartość opałowa, a zatem duże zużycie paliwa i mały zasięg samolotu. Mieszanki z czteroetylkiem ołowiu powodują korozję silnika, a wreszcie mieszanki z izooktanem lub innemi specjalnemi domieszkami odznaczają się wysokim kosztem. Wiadomo również, że silnik potrzebuje wysokiej liczby oktanowej jedynie wówczas, gdy pracuje na pełnej mocy lub w pobliżu niej, zaś w warunkach przelotowych zadowoliły się paliwem mniej odpornem na detonację. Na podstawie tego łatwo dojść do wniosku, że drogie lub też z innych względów niewygodne paliwa o wysokiej liczbie oktanowej powinny być używane jedynie w czasie startu i wznoszenia się samolotu, zaś w warunkach przelotowych wystarczy paliwo o większej skłonności do stukania.

Takie latanie na paru paliwach jest również jednym z postępów, urzeczywistnionych w ostatnich czasach. Ciekawe jest zwłaszcza rozwiązanie tego zagadnienia przez firmę Claudel Hobson, przeznaczone dla mieszanek alkoholowych. Specjalnie zbudowany gaźnik tej firmy posiada oddzielne doprowadzenie benzyny i alkoholu, przyczem alkohol dopływa ze specjalnego zbiorniczka tylko do dyszy pełnej mocy, otwierającej się jedynie przy wyższych otwarciach przepustnicy i zamkniętej w warunkach przelotowych. Dzięki temu urządzeniu silnik otrzymuje przy większych otwarciach przepustnicy mieszankę alkoholową, przy mniejszych zaś czystą benzynę. Należy zwrócić uwagę, że rozwiązanie to usuwa na bok obawę o rozwarstwienie mieszanki alkoholowej.

Inne zastosowanie układu wielopaliwowego zostało wprowadzone do użytku na niektórych amerykańskich samolotach komunikacyjnych, które posługują się paliwami o różnej koncentracji czteroetylku ołowiu. W tym wypadku chodzi oczywiście o uniknięcie kłopotów z korozją, i w tym celu paliwo o wysokiej zawartości czteroetylku jest używane wyłącznie podczas startu i wznoszenia się samolotu.

Ciekawy wreszcie będzie przykład amerykańskiego samolotu wyścigowego Benny Howarda, noszącego nazwę Mr. Mulligan i zaopatrzonego w trzy rodzaje paliw: w kadłubie jest zbiornik na 380 litrów paliwa o liczbie oktanowej 80, pomiędzy skrzydłami mieści się 190-litrowy zbiornik paliwa o liczbie oktanowej 87, wreszcie zaś paliwo o liczbie oktanowej 100 znajduje się w dwóch skrzydłowych zbiornikach po 95 litrów każdy.

ZAKOŃCZENIE.

Niniejsza praca przedstawiła pokrótce drogi, któremi dążą dzisiaj wytwórcy paliw celem dostarczenia lotnictwu materjałów pędnych o coraz wyższych liczbach oktanowych. W obecnym stanie rozwoju lotnictwa postępy w dziedzinie paliw nie stanowią bynajmniej jedynej możliwości dalszej poprawy osiągów samolotów, jednak brak miejsca nie pozwala na rozpatrzenie innych możliwości w tej dziedzinie i na zastanowienie się, które z nich są obecnie najbardziej obiecujące.

Jednym z warunków postępu we wszelkich gałęziach techniki a więc i w lotnictwie jest przeprowadzanie badań we wszystkich dziedzinach pokrewnych. Zgromadzone materjały mogą być w pełni wyzyskane wówczas, gdy praktyczne rozważania wskażą na celowość oparcia dalszego rozwoju na zbadanej dziedzinie. Teren paliw lotniczych jest jedną z takich dziedzin pokrewnych, zresztą niezmiernie ważnych, to też znajomość jej i perspektyw dalszego jej rozwoju musi znacznie wyprzedzać chwilowe zapotrzebowanie lotnictwa.

W obecnym stanie rozwoju polskiej techniki samodzielna praca w kierunku objętym niniejszym artykułem

niezmiernie utrudniona. Praca ta jest konieczna, gdyż nawet jeśli nie da samodzielnych rozwiązań, to pozwoli na rozstrzygnięcie, która z nowych możliwości w dziedzinie paliw jest w polskich warunkach najodpowiedniejsza. Jak wiadomo, postęp w dziedzinie paliw zagranicą jest możliwy wyłącznie dzięki współpracy lotnictwa z rafinerjami i przemysłem chemicznym. Postęp ten byłby również niemożliwy bez pomocy fabryk akcesorji (gaźniki, pompki wtryskowe, wtryskiwacze), budujących urządzenia, które pozwalają na pełne wyzyskanie ulepszonych materjałów napędowych. Stwierdzenie tej okoliczności wskazuje wyraźnie na drogę, po której powinno kroczyć lotnictwo, chcące twórczo pracować w tej dziedzinie.

BIBLJOGRAFJA.

[1]) Compression-Ignition Engines for Aircraft, A.H.R. Fedden, Shell Aviation News, April 1935.

[2]) Engine-Cylinder Flame-Propagation Studied by New Methods, Dr. Kurt Schnauffer, S.A.E. Journal, January 1934.

[3]) Causes of Detonation in Petrol and Diesel Engines, G. D. Boerlage and W.J.D. van Dyck, Journal of the Institution of Petroleum Technologists, January 1935.

[4]) Ethyl, F. R. Banks, Journal of the Royal Aeronautical Society, April 1934.

[5]) Fuels for Aircraft Engines, E. L. Bass, wygłoszone na zebraniu Royal Aeronautical Society dn. 1 marca 1935. Patrz streszczenie Shell Aviation News, March 1935.

[6]) The Knock Rating of Aviation Fuels, D. R. Pye, Proc. World Petroleum Congress, London, 1933, Vol. II.

[7]) Ze studjów nad polską benzyną lotniczą, B. Mielnikowa i J. Tuszyński, Sprawozdanie Nr. 16 I.B.T.L. 1935.

[8]) Benzol lotniczy w mieszankach alkoholowo-benzynowych, B. Mielnikowa, Sprawozdanie Nr. 9. I.B.T.L.

[9]) Cracking, Gustav Egloff and Emma E. Crandal, Journal of the Institution of Petroleum Technologists, May 1935.

[10]) Inhibitors in Cracked Gasoline, Industrial and Engineering Chemistry, January 1935.

[11]) Aircraft Fuels of the Future, Graham Edgar, Stanavo Aviaton News Bulletin, April 1935.

[12]) Synthetic Motor Fuel of 100 Octane Number to be Available for Aviation, C. O. Wilson, Oil & Gas Journal, February 7, 1935.

[13]) Safe-T-Esso, Stanavo Aviation News Bulletin, April 1935.

[14]) Fuel Injection as Applied to Aircraft Engines, J. F. Campbell S.A.E. Journal March 1935.

[15]) Safety Fuels for Aircraft Engines, E. L. Bass, Shell Aviation News, April 1934.

[16]) Iso-octane, E. L. Bass, Shell Aviation News, January 1935.

Inż. ALEKSANDER ŁUKASZEWICZ.

Szkolnictwo zawodowe wobec potrzeb przemysłu lotniczego.

I. WSTĘP.

Kwestja racjonalnej rozbudowy przemysłu lotniczego łączy się ściśle ze sprawą przygotowania potrzebnego zastępu wykwalifikowanych rzemieślników.

Jeżeli jednak na terenie całego przemysłu polskiego jest to kwestja zasadnicza, ale trudna do zrealizowania, to jeśli chodzi o przemysł wojenny, a szczególnie o przemysł lotniczy, sprawa komplikuje się jeszcze więcej. Musi być bowiem uwzględnione wielokrotnie większe zapotrzebowanie personelu przemysłu w czasie wojny, niż w czasie pokoju i należy liczyć się z tem, że sprawność przemysłowa w tym okresie ma dla całego państwa decydujące znaczenie. Z tych powodów sprawie przygotowania rzemieślników co do ilości i jakości dla potrzeb przemysłu lotniczego trzeba poświęcić baczną uwagę już w czasie pokoju.

Wojna światowa dała pod tym względem niezmiernie duże doświadczenie i nie można go pominąć przy jakimkolwiek rozważaniu na temat personelu przemysłu wojennego, dlatego, zanim przystąpię do właściwego tematu niniejszego artykułu, przedstawię jaki przebieg miało zaspokojenie potrzeb personalnych przemysłu wojennego w czasie wojny światowej we Francji.

II. DOŚWIADCZENIE WOJENNE FRANCJI.

Francja, tak zresztą jak i inne państwa, biorące udział w wojnie światowej, nie przewidziała w czasie pokojowym, że przemysł wojenny odegra tak dużą rolę w nowoczesnej wojnie. Wskazują na to wydane już na początku wojny zarządzenia w stosunku do przemysłu wojennego oraz proste zestawienie liczbowe.

Władze wojskowe przewidywały, że francuski przemysł wojenny zatrudniać będzie w czasie wojny w zakładach prywatnych i państwowych od 45.000 do 50.000 ludzi, wliczając w to:

a) ludzi wolnych od obowiązku służby wojskowej wogóle.
b) siły pomocnicze, zatrudnione czasowo w fabrykach aż do chwili powołania do szeregów oraz
c) 11.000 pracowników wyreklamowanych zawczasu od służby frontowej, z których blisko 4.000 pracowników otrzymało tylko 3-miesięczne odroczenie.

Według mniej więcej takiego planu przygotowywano zatrudnienie w przemyśle wojennym i istotnie, takim w przybliżeniu był jego stan w fabrykach francuskich w sierpniu 1914 roku, to jest na początku wojny światowej.

Jak dalece mylne były te wyliczenia wskazują na

zatrudnienia w wojennym przemyśle francuskim w listopadzie 1918 roku, to jest w chwili zakończenia wojny.

Stan ten w chwili zawarcia pokoju był przeszło trzydziestokrotnie większy od przewidywanego i wynosił:

w zakładach prywatnych	1.440.000 ludzi
w zakładach państwowych	264.000 ludzi
Razem	1.704.000 ludzi

Aby zapełnić tak ogromną różnicę między przewidywanem a realnem zapotrzebowaniem przemysłu trzeba było powołać do pracy przesło miljon i kilkaset tysięcy ludzi i to w czasie, gdy wszystkich młodych i zdrowych fizycznie mężczyzn potrzebowała armja, aby zapełniać swe szeregi i wyrównywać poniesione straty. Statystyka wskazuje, że wszystkie armje, walczące po obu stronach frontu, zapotrzebowywały co miesiąc od 150.000 do 200.000 ludzi.

Dobór w tych warunkach tak znacznej ilości wykwalifikowanego personelu dla zakładów przemysłu wojennego nie przedstawiał się ani prosto ani łatwo. Francja stanęła przed trudnościami, które wykazały z całą bezwzględnością, jak skomplikowane są zagadnienia mobilizacji przemysłu, choćby w zakresie mobilizacji personelu, i na jakie niebezpieczeństwo narażony został kraj, wskutek nieprzemyślanego planu przygotowania przemysłu wojennego na wypadek wojny.

Już na początku drugiego miesiąca wojny światowej, to jest w pierwszych dniach września, przy organizacji produkcji amunicji, zorjentowano się, że nie należy wcielać do armji pracowników przemysłu, niezbędnych przy fabrykacji.

Wydano w tym celu odpowiednie zarządzenia, ale już zbyt późno — większość specjalistów z fabryk amunicyjnych byli to ludzie młodzi, poborowi lub rezerwiści, których powołano z przemysłu w pierwszych tygodniach wojny i wysłano do kadr lub na teren frontu. Spostrzegło ten błąd Ministerstwo Wojny i w dniu 29 września zdecydowało się wydać do kadr oddziałów wojskowych rozkaz, by sporządziły wykazy znajdujących się w ich stanie robotników wykwalifikowanych. Według tych wykazów przedstawiciele okręgów przemysłowych uskuteczniali wybór pewnej ilości robotników.

Dnia 11 października, celem przyśpieszenia napływu robotników do przemysłu wojennego, minister wydał następujące zarządzenie:

1) skierować do Paryża wszystkich tokarzy i monterów, którzy pracowali poprzednio w fabrykach, położonych na terenie Departamentu Sekwany;

2) zwrócić niektórym zakładom, wymienionym w zarządzeniu, wszystkich pracowników, uprzednio zatrudnionych w tych fabrykach.

Widocznie i te zarządzenia nie zaspokoiły jednak zapotrzebowania przemysłu, bo już w dniu 18 października, dla uniknięcia formalności administracyjnych i dla przyśpieszenia uzupełnienia potrzeb personalnych przemysłu, minister upoważnił przemysłowców do osobistego udawania się do kadr, celem dobierania sobie personelu robotniczego.

Następnie wydano szereg zarządzeń w celu usunięcia nadużyć; często bowiem zdarzały się wypadki, iż ludzie, którzy poprzednio nie mieli nic wspólnego z przemysłem, dostawali się do pierwszej lepszej fabryki, by tylko uniknąć wysłania na front.

Ten stan rzeczy utrzymał się aż do maja 1915 r. W tym okresie okazało się, że pomimo wycofania z kadr oddziałów wojskowych jak największej ilości potrzebnych robotników, przemysł wojenny nie otrzymał dostatecznej ilości niezbędnych rzemieślników. Trzeba więc było zwrócić się tam, gdzie ludzi było najwięcej, t. j. do armji na froncie. Nastąpił drugi okres uzupełnienia personelu przemysłu wojennego.

W drugim okresie zastosowano zasady następujące: przemysłowcy mogli reklamować robotników imiennie lub też ryczałtowo w pewnej określonej ilości. Reklamacje takie, po przeprowadzeniu kontroli, skierowywane były do poszczególnych armij. Armje miały prawo odmownego załatwienia zapotrzebowań, jeżeli dotyczyły one fachowców, których zatrzymanie w służbie technicznej danej armji uznano za niezbędne.

Początkowo uwzględniano zapotrzebowania imienne. Ilość robotników, reklamowanych w ten sposób w miesiącach: czerwcu, lipcu, sierpniu i wrześniu 1915 r. dochodziła do 25.000 miesięcznie.

Zapotrzebowania, zgłaszane według drugiej zasady (t. j. liczbowo), były trudniejsze do uwzględnienia i zaczęto je stosować normalnie dopiero od sierpnia 1915 r., t. j. wówczas, gdy poszczególne oddziały wojskowe zaprowadziły ewidencję robotników. Na podstawie tej ewidencji ściągnięto z frontu 350.000 ludzi.

Odwołanie w ciągu kilku miesięcy około — 500.000 ludzi, elementu przeważnie najmłodszego, wprowadziło pewną dezorganizację w szeregach armji walczącej i odbiło się ujemnie na jej ogólnym nastroju. Żołnierze, pozostający na froncie, byli rozgoryczeni, zwłaszcza, że niezawsze dobór wysyłanych ludzi był właściwy i rzetelny.

By zapobiec podobnym nadużyciom stworzono specjalny korpus kontrolerów robotniczych, którzy przydzielani byli do poszczególnych okręgów przemysłowych. Niestety, korpus kontrolerów robotniczych był znowu powołany zbyt puźno. Przytem brak jakichkolwiek instrukcyj organizacyjnych utrudniał w wysokim stopniu ich pracę — musieli bowiem opierać się tylko na własnem doświadczeniu.

Wskutek tego wynik prac korpusu kontrolerów można było ocenić dopiero pod koniec roku 1917, t. j. po dwu latach ich pracy, gdy poczęto wysyłać wszystkich robotników do lat 27 spowrotem na front. Można to nazwać trzecim okresem zaspokojenia potrzeb personalnych przemysłu wojennego, a spowodowany został dzięki znacznie wcześniej (w końcu 1915 r.) wydanym zarządzeniem przygotowawczym, powodującym masowy napływ robotnic-kobiet (około 355.000) oraz w mniejszej, lecz dość pokaźnej ilości cudzoziemców i robotników z kolonij, wreszcie jeńców wojennych, używanych do wykonywania cięższych prac fizycznych.

Zatrudnienie kobiet w fabrykach dało wyniki doskonałe, ale przeprowadzano to powoli. Trzeba było najpierw pokonać zakorzenione w rodzinie francuskiej uprzedzenie do pracy kobiety poza domem. Dla zwalczania

tego przesądu wydano zarządzenie, by w niektórych gałęziach przemysłu pewne czynności były wykonywane wyłącznie przez kobiety. Naskutek tego zarządzenia odwołano do szeregów armji wszystkich mężczyzn w wieku poborowym, zatrudnionych przy tych czynnościach. Wówczas przemysłowcy, aby dotrzymać zobowiązań, zmuszeni byli zaangażować kobiety, co udało im się przez wyznaczenie wysokich płac zarobkowych.

W chwili zawieszenia broni ilość robotników, zatrudnionych w przemyśle wojennym, przedstawiała się w/g kategoryj następująco:

1) cywilnych — niezdolnych do służby na froncie	646.000	ludzi ok.	38%
3) wojskowych, wysofan. z frontu	494.000	„ „	30%
2) kobiet	355.000	„ „	20%
4) cudzoziemców	108.000	„ „	7%
5) robotników z kolonij	61.000	„ „	3%
6) jeńców wojennych	40.000	„ „	2%
Razem	1.704.000	ludzi ok.	100%

Przejdźmy teraz do rozpatrzenia jeszcze jednego fragmentu z organizacji produkcji wojennej, a mianowicie do przemsłu Francuskiej Marynarki Wojennej.

Dnia 2 sierpnia 1914 roku Marynarka zawiesiła większość prac w swych zakładach, wychodząc również z założenia, iż wojna będzie trwała krótko, a więc nie opłaca się podejmować tych prac, które nie mogą być zakończone w krótkim czasie. Pomimo takiego założenia Marynarka Wojenna na początku sierpnia 1914 roku skierowała z swoich zakładów do kadr wojskowych tylko połowę fachowców z dziedziny konstrukcji okrętowych oraz tylko tych młodych rzemieślników, którzy mieli odbytą służbę wojskową, lecz pracowali w zakładach zbyt krótko, by uzyskać zwolnienie od poboru.

Z tego powodu przemysł Marynarki Wojennej nie został w pierwszym okresie wojny światowej tak zdezorganizowany i zdekompletowany, jak zakłady Ministerstwa Wojny i znacznie prędzej uzupełnił spowodowane mobilizacją braki. Zawdzięczał to lepszym kwalifikacjom pozostałych pracowników oraz więcej spoistej i sprężystej organizacji. Jeszcze w czasie pokoju Marynarka Wojenna delegowała do zakładów prywatnych swych inżynierów i majstrów, którzy mieli za zadanie kontrolę nad fabrykacją większych zamówień dla floty wojennej. W ten sposób pracownicy Marynarki Wojennej poznali procesy fabrykacyjne oraz organizację innych przemysłów i w chwili decydującej umieli zorganizować produkcję przedmiotów, nienależących do ich zakresu fabrykacji. Sprawność Marynarki Wojennej nie została zachwiana przez ogólną mobilizację, bo dzięki przezorności kierownictwa najpotrzebniejsi ludzie pozostali na swych stanowiskach, a nowozaangażowany element, wchodząc do środowiska zżytego i dobrze wyszkolonego, szybko się asymilował i zdobywał potrzebne kwalifikacje. Dzięki temu Marynarka Wojenna mogła nietylko odstąpić Ministerstwu Wojny część swego personelu, ale podjąć się wykonania dla tegoż Ministerstwa sprzętu wojenego bardzo różnorodnego: menażki — mosty pontonnowe, zapalniki — działa dalekonośne i t. p..

Zaznaczyć przytem należy, że zakłady Marynarki Wojennej nietylko sprawniej pracowały, ale i koszty ich produkcji były najniższe w zestawieniu ze wszystkiemi innemi zakładami.

Jeżeli porównamy naprzykład ceny pocisków 75 mm, to przekonamy się, że w wytwórniach Marynarki Wojennej były zawsze znacznie niższe od cen w innych zakładach wytwórczych.

Zakłady Marynarki po uwzględnieniu już kosztów amortyzacji urządzeń, inwestycyj oraz kosztów ogólnych, licząc dość suto, produkowały o jedną trzecią taniej, niż zakłady prywatne.

Nawet zapalniki produkowała Marynarka taniej niż zakłady, należące do Ministerstwa Wojny.

Koszt jednej z operacyj przy wyrobie zapalnika 24/31 wynosił:

	w Marynarce	w Min. W.
w 1914 r.	1 fr. 60 c.	2 fr. 50 c.
w 1915 r.	0 fr. 84 c.	2 fr. 50 c.
w 1916 r.	0 fr. 55 c.	1 fr. 50 c.
w 1917 r.	0 fr. 32 c.	1 fr. 00 c.

Widzimy więc, że koszt jednej z operacyj wspomnianego zapalnika wynosił w Marynarce Wojennej w 1915, 1916, 1917 roku wszystkiego ⅓ kosztów w Ministerstwie Wojny.

Jeżeli weźmiemy pod uwagę, iż różnica ta stosuje się do wielu miljonów wyprodukowanych przedmiotów, dojdziemy do wniosku, jak korzystną była dla budżetu Francji pomoc Marynarki Wojennej, która dzięki swej organizacji oraz jakości pracowników mogła stanąć na wysokości powierzonych sobie zadań.

Nie możemy tego powiedzieć o Francuskiem Ministerstwie Wojny, które, zaślepione zasadą przewagi liczebnej, skierowało do szeregów walczących wszystkich zdolnych do zniesienia trudów wojennych, nie zastanowiwszy się, że w ten sposób został zupełnie zdezorganizowany przemysł, któremu zabrakło najniezbędniejszych wykwalifikowanych kadr rzemieślniczych.

Było to postępowanie oparte na doświadczeniach wojen poprzednich, gdy do walki stawały tylko armje walczące na froncie. W wojnie światowej inne jeszcze czynniki odegrały decydującą rolę, a wśród nich w pierwszej mierze przemysł wojenny. Zagadnieniem zwycięstwa stało się w dużej mierze zagadnienie wyprodukowania dostatecznej ilości i jakości amunicji, armat, samolotów i t. d. Dlatego front przemysłowy był równie ważny, jak front wojenny, a armja rzemieślnicza odegrała doniosłą rolę w historji ostatniej wojny 1914 — 1918 r.

Jeśli chodzi o przewidywanie na przyszłość, to można być pewnym, że rola przemysłu w czasie wojny będzie coraz znaczniejsza. Wynik przyszłej wojny będzie uzależniony od siły i wartości przemysłów stron walczących. Żołnierzami będą zarówno ci, co ujmą do ręki karabiny, jak i robotnicy pozostali przy warsztatach.

III. NIEDOMAGANIA OBECNEGO SYSTEMU SZKOLENIA RZEMIEŚLNIKÓW.

Doświadczenia Ministerstwa Wojny i Marynarki Wojennej Francji z czasów wojny światowej dostatecznie

wskazuje, że sprawne działanie przemysłu zależy w dużym stopniu od skrupulatnego opracowania planu zaspokojenia jego potrzeb personalnych w czasie wojny.

Opracowanie takiego planu przekracza ramy niniejszego artykułu. Ograniczę się tylko do rozważań nad małym fragmentem tego planu, a dotyczącego sposobu, w jaki należy zorganizować szkolenie rzemieślników dla przemysłu lotniczego, aby na wypadek wojny rozporządzać wykwalifikowaną kadrą dla licznych rzesz robotniczych, powołanych do pracy w czasie wojny.

Obecny poziom kwalifikacji rzemieślników, zatrudnionych w przemyśle, jest niedostateczny.

Przyczyn tego stanu rzeczy jest dość dużo. Przedewszystkiem szukać ich należy w niskim poziomie ogólnego wykształcenia i kultury zawodowej sferzy rzemieślniczej. Cały wadliwy system szkolnictwa, z czasów niewoli, nietylko nie sprzyjał podniesieniu się jego na wyższy szczebel, ale przeciwnie utrwalał dawny zwyczaj szkolenia zawodowego w tak zwanych „terminach", po odbyciu których terminator „wyzwala się" na rzemieślnika. Jest to najbardziej prymitywny sposób kształcenia rzemieślników, odpowiedni może w odległych czasach, a nawet w pewnej mierze i dziś dla drobnych i nieskomplikowanych warsztatów rzemieślniczych, ale zupełnie nie wytrzymujący próby życia, jeżeli chodzi o nowoczesny wielki przemysł, a zwłaszcza przemysł tego rodzaju jak lotniczy.

Niestety, pomimo olbrzymiego rozwoju szkolnictwa ogólnego w Polsce Odrodzonej, nie stać nas dotąd na taką ilość szkół rzemieślniczych, aby można było w zupełności zerwać z systemem szkolenia terminatorskim. Starano się natomiast przez odpowiednie ustawodawstwo postawić je na wyższym poziomie i zapewnić uczniom, zatrudnionym w przemyśle, warunki, umożliwiające zdobycie potrzebnych umiejętności.

Jak dotąd nie jest to jednak stosowane. W zasadzie uczniowie przemysłu powinni otrzymywać naukę praktyczną we wszystkich działach fabrycznych, dotyczących danego zawodu, a równocześnie wieczorami w szkołach dokształcających uzupełniać i rozszerzać swe wiadomości praktyczne wykształceniem teoretycznem. W rzeczywistości jest wprost przeciwnie — uczeń-praktykant zatrudniony jest przy jednej czynności, którą robi mniej lub więcej bezmyślnie w ciągu trzech lat przeznaczonych na praktykę. Nikt nie troszczy się o udzielenie mu odpowiednich wskazówek i zapoznanie go z wszelkiemi oddziałami wytwórni, potrzebnemi w jego zawodzie. Nie jest też przestrzegane, aby uczęszczał do odpowiedniej szkoły dokształcającej. Uczeń, nie będąc kontrolowany i nie widząc żadnej łączności między pracą w fabryce, a szkołą dokształcającą, albo wogóle do szkoły nie uczęszcza, albo naukę zaniedbuje. Nie rozumie bowiem korzyści, jakie mu dać może wykształcenie zawodowe i liczy tylko na to, że po odbyciu trzech lat praktyki uzyska zaświadczenie „wyzwolenia", dające mu prawo do wyższej stawki. Nic więc dziwnego, że po trzech latach takiego „terminu" nie może wogóle przystąpić do egzaminu czeladniczego i uzyskuje co najwyżej utarty tytuł „przyuczonego", to znaczy specjalistę jednej lub dwóch czynności, ale nie wykwalifikowanego rzemieślnika. Jego horyzont myślowy nie rozszerzył się, jego inteligencja nie wzmocniła, szczupły zapas wiadomości ogólnych i zawodowych nie zwiększył, a ogólna wartość jako rzemieślnika pozostała bardzo mała.

Ustawa o prawie przemysłowem (Dziennik Ustaw. Rz. P. Nr. 53, poz. 4568 z dn. 7.VI. 1927 r.) obarczyła izby przemysłowe odpowiedzialnością za wypełnienie przez pryncypałów obowiązków względem uczniów przemysłowych. Artykuł 117 tej ustawy mówi:

> „Pryncypał winien starać się, ażeby uczeń miał sposobność i możność praktycznego wykształcenia się w przemyśle, przestrzegać, ażeby uczeń zachowywał się przyzwoicie, ażeby uczęszczał regularnie na naukę do szkoły dokształcającej. Powinien ściśle przestrzegać, ażeby uczeń nie był obarczony pracą, nie mającą nic wspólnego z nauką w przemyśle, albo przechodzącą siły fizyczne ucznia oraz ażeby uczeń nie był źle traktowany przez pracowników i domowników".

Jednakże izby przemysłowe nie wywierają dość silnego nacisku na przemysłowców, którzy raczej idą po linji zaspokojenia potrzeb doraźnych, a nie podejmują, może chwilowo uciążliwego, ale jedynie celowego trudu przygotowania sobie kadr wykwalifikowanych rzemieślników.

Nie można więc liczyć na to, aby w tych nieprzychylnych warunkach szkolenie przemysłowe dało wykwalifikowanego rzemieślnika tak potrzebnego w normalnych warunkach, a tak niezbędnego w czasie wojny. Tembardziej, że o ile nawet uczeń przemysłowy pomimo wszystko zda egzamin na czeladnika, to nie znaczy to wcale, aby jego przygotowanie do potrzeb przemysłu było dostateczne. Sprawa bowiem przeprowadzania egzaminów powierzona jest izbom rzemieślniczym, które dostosowują je do potrzeb małych warsztatów rzemieślniczych, a nie wielkich wytwórni o wysokim poziomie technicznym. Komisja egzaminacyjna utworzona jest przez izbę rzemieślniczą, co nie może dawać gwarancji, że wejdą do niej ludzie obznajmnieni dokładnie z potrzebami przemysłu, a zwłaszcza przemysłu wojennego. Zresztą już w samym sprecyzowaniu celu egzaminu widać, że główny nacisk kładzie się na przygotowanie rzemieślników do pracy w małych prywatnych przedsiębiorstwach. Artykuł 154 ustawy o prawie przemysłowem, omawiający cel egzaminu, brzmi jak następuje:

> „Celem egzaminu jest stwierdzenie czy terminator nabył biegłości i wprawy w zwykłej pracy odnośnego rzemiosła oraz potrzebne wiadomości co do wartości, nabywania, przechowywania i stosowania materjałów, przerabianych w rzemiośle oraz co do sposobów poznawania ich jakości".

Nie sprawdza się więc tych wiadomości, które potrzebne są rzemieślnikowi przemysłu o wysokim poziomie technicznym — jak naprzykład opanowanie wiadomości o seryjnej i masowej produkcji oraz pasowaniu, znajomość technicznej organizacji pracy, znajomość organizacji zakładu przemysłowego i t. p.

Wyniki takiego systemu szkolenia rzemieślników są aż nazbyt widoczne dla każdego, kto się zetknął z ich pracą na warsztacie wytwórni przemysłowych.

Szkoły zawodowe nie mogły wpłynąć na poprawę tego niepożądanego stanu, bowiem ten dział naszego szkolnictwa nie jest dostatecznie i racjonalnie rozbudowany.

Zbyt dużo trzeba w tej dziedzinie nadrabiać i poprawiać błędów, przekazanych nam przez zaborców. Dopiero nowa ramowa ustawa o reformie szkolnej będzie mogła uzdrowić system szkolnictwa zawodowego.

Niski poziom nauczania w dotychczasowych szkołach zawodowych stanowi dla przemysłowców poważną trudność przy dobieraniu personelu, szkolonego tą drogą. Nieraz na podstawie świadectwa nie można się zorjentować, jakie kwalifikacje ma dany kandydat i nic dziwnego, że kierownicy zakładów przemysłowych wolą częstokroć dobierać sobie pracowników na podstawie prywatnej opinji majstrów lub rzemieślników; opinji, która bywa często zupełnie niewłaściwa.

Jest więc sprawą niezmiernie pilną i doniosłą, zwłaszcza dla przemysłu lotniczego, ustalenie planu takiego szkolenia kadry zawodowej, którvby odpowiadał jego potrzebom.

IV. SZKOLENIE W ANGLJI.

W innych krajach zagadnienie szkolenia rzemieślników przemysłowych jest rozwiązane i przeznaczone są na to ogromne fundusze. W Anglji naprzykład, kierownictwo lotnictwa prowadzi szkołę, w której kształci co roku przeszło 700 rzemieślników, potrzebnych dla przemysłu lotniczego.

Szkoła ta prowadzona jest systemem internatowym. W tym celu zostały zakupione w Halton wspaniałe dobra Rotszyldów z pałacem i pięknym wielkim parkiem, w którym pobudowano specjalnie budynki na sypialnie, sale wykładowe, warsztaty, kuchnie i t. p. pomieszczenia. Personel kierowniczy i wykładowcy umieszczeni zostali w pałacu. Internat może pomieścić do 3.000 uczniów.

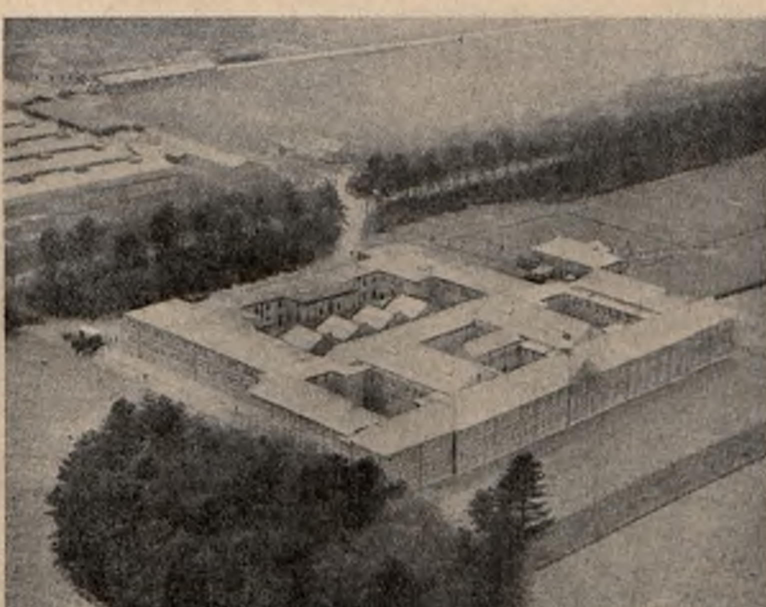
Foto „Flight"





Rys. Nr. 2 — Uczniowie przy próbie iskrowników.

Rys. Nr. 3 — Uczniowie przy naprawie pływaków.



Rys. Nr. 1 — Warsztaty i internat szkoły w Halton
Foto „Flight".

Program szkolny obejmuje wykształcenie ogólne, zawodowe teoretyczne i praktyczne w doskonale zorganizowanych i wyposażonych warsztatach i salach wykładowych (Rys. Nr. Nr. 1, 2, 3 i 4). Duży nacisk położony jest na fizyczny rozwój młodzieży.

Szkoła ma bogatą bibljotekę i dobrze urządzoną czytelnię dba o dobre i smaczne pożywienie uczniów (rys. Nr. 6).

Szkoła, położona w podgórskiej miejscowości, zapewnia idealne warunki zdrowotne. Chłopcy wiele czasu poświęcają sportom, rozwijającym ich sprawność fizyczną i tężyznę duchową. Baczną uwagę zwraca się też na społeczne i państwowe wychowanie młodzieży, która w tym celu zorganizowana jest we własny samorząd, na czele którego stoją jednak wychowawcy i wykładowcy. Samo-

rząd organizuje wycieczki do zakładów lotniczych w kraju i raz do roku zagranicę, odczyty, pogadanki, przedstawienia i t. p. Praca w licznych kółkach o charakterze towarzyskim, społecznym lub naukowym daje chłopcom wszechstronne wyrobienie i wdraża do odpowiedzialnej pracy zespołowej.

Do szkoły w Halton przyjmowani są chłopcy w wieku od 15 do 17 lat. W szkole pozostają przez trzy lata. W tym czasie otrzymują nietylko bezpłatne mieszkanie, życie i ubranie, ale też i pewne niewielkie wynagrodzenie. Natomiast po opuszczeniu szkoły zobowiązani są pracować przez lat dwanaście w wojskowych zakładach lotniczych; potem albo przechodzą do rezerwy, albo mogą być zaangażowani jeszcze na lat dwanaście, poczem przechodzą na emeryturę. Ci zaś, którzy po 12 latach przechodzą do rezerwy, otrzymują 100 funtów (2.600 zł.) gratyfikacji. Najzdolniejsi skierowywani są do szkół kadeckich, a następnie do szkoły w Cranwell, skąd wychodzą jako oficerowie lotnictwa.



Foto „Flight"

Rys. Nr. 4 — Uczniowie na wykładzie, obserwujący przepływ strug koło profilu.

Dostanie się do szkoły w Halton nie jest łatwe. Trzeba przejść przez egzamin konkursowy i być poleconym przez poważną organizację społeczną lub Ministerstwo Oświaty. Pierwszeństwo mają synowie pracowników wojskowych zakładów lotniczych.

Szkoła w Halton nie jest jedyną angielską szkołą zawodową dla rzemieślników przemysłu lotniczego, jest jednak największą i najlepiej zaopatrzoną. Ten krótki jej opis i podane fotografje z jej życia szkolnego dają nam pojęcie na jakiej płaszczyźnie stawiana jest sprawa szkolenia personelu rzemieślniczego przemysłu lotniczego. Przewidziane jest nietylko zaspokojenie zapotrzebowania chwili obecnej, ale również stworzenie rezerw na czas wojny. Rzemieślnicy przemysłu wojennego są szkoleni i traktowani jak druga specjalna armja. Praca ich ma bowiem podstawowe znaczenie dla obrony kraju. Dlatego tak baczną uwagę zwraca się zarówno w Anglji jak i w innych krajach nietylko na kwalifikacje zawodowe, ale i na wychowanie obywatelskie i moralne zdyscyplinowanie armji rzemieślniczej oraz na organizowanie dla niej rezerw.



Rys. Nr. 5 — Bibljoteka i czytelnia dla uczniów.

Foto „Flight".

Polska nie może pod tym względem iść w tyle poza innemi wielkiemi państwami. Bezpieczeństwo kraju wymaga racjonalnie rozbudowanego przemysłu lotniczego, a w związku z tem i stworzenie armji dobrze wyszkolonych i zdyscyplinowanych rzemieślników.

W tym kierunku idą też wysiłki władz wojskowych, opierających się na nowej ustawie szkolnej Min. W. R. i O. P., dającej ogólne ramy dla wszystkich gałęzi szkolnictwa zawodowego.



Foto „Flight".

Rys. Nr. 6 — Fragment z kuchni internatu ze smacznemi potrawami dla uczniów.

V. NOWE TYPY SZKÓŁ ZAWODOWYCH W POLSCE.

Ustawa o reformie szkolnej z dn. 11 marca 1932 r. ustala system szkolenia zawodowego tak pomyślany, że można go bez turdu nagiąć do wszelkich potrzeb przemysłu.

Według powyższej ustawy rozróżnia się dla celów szkolenia zawodowego szkoły i kursy.

Szkoły dzielą się na kilka typów, z których dla przemysłu nadają się:

Szkoły dokształcające dla uczniów przemysłowych w godzinach wieczorowych oraz szkoły typu zasadniczego (dzienne) stopnia niższego, gimnazjalnego i licealnego.

Szkoły zawodowe stopnia niższego będą tworzone dla nielicznych zawodów. Będą to szkoły: mechaniczna, stolarska, kołodziejska i t. p. Kurs niższej szkoły zawodowej obejmować będzie program trzyletni i kształcić będzie wykwalifikowanych rzemieślników dla drobnego przemysłu.

Gimnazja zawodowe przewidywane są przedewszystkiem do zaspokojenia potrzeb przemysłu o wysokim poziomie technicznym i będą uruchomione dla większej liczby zawodów niż szkoły niższe. Będą to gimnazja: odlewnicze, mechaniczne, stolarskie i t. d. Kurs gimnazjum zawodowego trwa cztery lata.

Gimnazja przemysłowe mają kształcić pełnowartościowego rzemieślnika, posiadającego, obok praktycznego i teoretycznego przygotowania zawodowego, również odpowiedni zasób ogólnego wykształcenia. Szkoła ta zatem ma utworzyć nietylko wysoko wykwalifikowanego rzemieślnika i światłego obywatela, ma ona, przez zrównanie ze szkołami ogólnokształcącemi, podnieść rzemiosło do należnego mu poziomu, ma rozwinąć zrozumienie dla ważności i wartości pracy rzemieślniczej, ma jednocześnie przysporzyć rzemiosłu ludzi, stanowiących pewnego rodzaju elitę zawodową. Odpowiednio postawione nauczanie rozwinie u młodzieży zamiłowanie do zawodu, w którym się kształci, a tem samem pobudzi ich inteligencję i inicjatywę, czyniąc z nich pełnowartościowych pracowników.

Gimnazja zawodowe opierają się na podbudowie programowej drugiego szczebla (6 klas) szkoły powszechniej. Ośrodkiem nauczania jest warsztat wytwórczy danego zawodu.

Gimnazja zawodowe nie będą wymagały od swych kandydatów odbycia uprzedniej praktyki zawodowej.

Szkoły stopnia licealnego mają kształcić tą samą metodą techników o wyższym poziomie.

Zadaniem kursów jest zaspakajanie doraźnych potrzeb przemysłu i przeszkalanie pracowników już zatrudnionych, gdy zachodzi potrzeba wyspecjalizowania ich w pewnej gałęzi przemysłu.

Jak widać z powyższego, zrealizowanie projektu reformy szkolnej dałoby przemysłowi odpowiedzialnych i wykwalifikowanych pracowników, na których możnaby oprzeć rozwój przemysłu. Jednak rezultat przeprowadzenia reformy szkolnej w dużej mierze zależeć będzie od tego, czy uwzględni ona żywotne potrzeby kraju. Dla nas pierwszorzędne znaczenie będzie miało, w jakim stopniu programy i organizacje szkół zawodowych, a zwłaszcza gimnazjów zawodowych, dostosowane będą do potrzeb przemysłu lotniczego.

VI. PLAN SZKOLENIA.

Przechodząc wreszcie do ułożenia na najbliższą przyszłość planu szkolenia musimy się jednak liczyć z tem, że szkół zawodowych będzie jeszcze zbyt mała ilość, aby zaspokoić potrzeby wszystkich gałęzi przemysłu. Siłą więc rzeczy, szkolenie rzemieślników dla przemysłu lotniczego będzie musiało iść w dalszym ciągu dwoma torami: przez gimnazja mechaniczne oraz przez szkolenie uczniów przemysłowych w fabrykach i w wieczorowych szkołach dokształcających.

W bieżącym roku szkolnym mają być uruchomione gimnazja mechaniczne, ale o nastawieniu ogólnym. Będą tam uczyć przyszłych rzemieślników między innemi o budowie i działaniu kołtów i maszyn parowych, lokomobil i turbin parowych oraz silników spalinowych różnych typów. Biorąc pod uwagę rozbudowany nasz przemysł lotniczy i nie stawiając zbyt wygórowanych żądań — dorównanie takim szkołom, jak np. szkoła w Halton — jedno z uruchomionych gimnazjów powinno, już w nadchodzącym roku szkolnym, otrzymać nastawienie lotnicze. W tem gimnazjum uczonoby o budowie, działaniu, montażu, naprawie, regulacji i konserwacji silników lotniczych i płatowców.

Uczniowie, opuszczający takie gimnazjum, byliby programowo i celowo szkoleni i stanowiliby najlepiej przygotowaną kadrę rzemieślniczą, wnoszącą do przemysłu lotniczego te walory, jakie daje podstawowe przygotowanie szkolne. Aby jednak to przygotowanie nie było zbyt oderwane od potrzeb przemysłu lotniczego i wojska, program gimnazjum mechanicznego o nastawieniu lotniczem powinien być uzgodniony z przedstawicielami przemysłu lotniczego i wojska. Program obejmowałby tak jak i w innych gimnazjach zawodowych przedmioty ogólnokształcące. Warunki przyjęcia byłyby normalne t. z. przyjmowanoby chłopców w wieku od 14 do 17 lat po ukończeniu drugiego szczebla (6 klas) szkoły powszechnej. Poddawanoby ich badaniom lekarskim i próbie psychotechnicznej, aby wyeliminować zbyt słabych fizycznie i nienadających się do danego zawodu.

Absolwenci gimnazjum mechanicznego przed przyjęciem do pracy w zakładach lotniczych poddawani byliby jeszcze w angażujących ich wytwórniach krótkim egzaminom. Celem egzaminu byłoby stwierdzenie przydatności chłopców do tego przemysłu oraz, w razie nadmiaru kandydatów, wybranie z pośród nich najzdolniejszych. Wszystkie niedociągnięcia lub braki wiadomości z poszczególnych dziedzin nauki, stwierdzone w czasie egzaminu, byłyby przekazywane władzom szkolnym, celem przepracowania szczegółowych programów szkolenia w kierunku potrzeb przemysłu.

Nauka praktyczna w zakładach przemysłowych może dać również pozytywne wyniki, o ile będzie prowadzona planowo, to znaczy, dostosowana w miarę możności do programu nauki teoretycznej w szkołach dokształcających. Uczeń przemysłowy winien być przyjmowany do przemysłu z tym samym cenzusem co i kandydat do gimnazjum zawodowego, t. j. po ukończeniu szkoły powszechnej drugiego szczebla oraz po poddaniu badaniom lekarskim i próbie psychotechnicznej.

W tym celu w większych wytwórniach powinni być wyznaczani specjalni opiekunowie uczniów, z których główny opiekun, pełniący obowiązki ogólnego nadzoru nad wszystkimi uczniami, podlegałby bezpośrednio kierownikowi wytwórni, wobec którego byłby odpowiedzialny za naukę praktyczną i za regularne uczęszczanie uczniów do szkół dokształcających.

Przy realizacji podanego planu szkolenia rzemieślników nasuwa się konieczność porozumienia między czynnikami zainteresowanemi w powyższej akcji, to znaczy Min. W. R. i O. P., Dep. Aer., przedstawiciele przemysłu, izb przemysłowych i rzemieślniczych. Porozumienie takie przynajmniej w pierwszej fazie jest nieodzowne, aby akcja szkolenia zawodowego nie była rozstrzelona i aby inicjatywy poszczególnych czyników nie kolidowały z sobą, ale przeciwnie, nawzajem się popierały i uzupełniały. W tym celu należałoby powołać komisję złożoną z przedstawicieli wyżej wymienionych instytucyj, złożyć w jej ręce sprawę wprowadzenia w życie planu szkolenia zawodowego, którego wytyczne zostały przedstawione w niniejszym artykule.

Równocześnie zadaniem Komisji byłoby: opracować na podstawie programu gimnazjów mechanicznych — program gimnazjum o nastawieniu lotniczem, dostosowany do potrzeb przemysłu lotniczego i wymagań wojskowych oraz program szkół dokształcających i nauki praktycznej w warsztatach przemysłu.

Pod tym względem komisja miałaby niezmiernie ważną rolę do spełnienia, bo dzięki swemu składowi byłaby specjalnie powołana do tego, aby sharmonizować naukę w warsztatach, uzależnioną z natury rzeczy od warunków panujących w przemyśle lotniczym z programem szkół dokształcających, podległych władzom oświatowym.

Komisja już w tej chwili mogłaby przystąpić do rozpatrzenia i zakwalifikowania, z których z istniejących szkół przemysł lotniczy winien angażować młodych rzemieślników.

Do obowiązków Komisji należałby ogólny nadzór nad szkołami i kursami zawodowemi, przeznaczonemi dla przemysłu lotniczego. Obowiązkiem Komisji byłoby również składanie odpowiednim władzom i zakładom przemysłowym wniosków o wyposażenie powyższych szkół i kursów w pomoce naukowe, urządzenia techniczne, modele i t. p.

Kierownictwo pracami Komisji należałoby powierzyć władzom wojskowym, jako przedewszystkiem odpowiedzialnym za przygotowanie kadr rzemieślniczych, będących nieodzownym czynnikiem obrony kraju.

W ten sposób wprowadziłoby się w życie zarządzenia, które mają na celu postawienie na właściwym poziomie szkolenia przemysłowego.

VI. ZAKOŃCZENIE.

Szkolenie wykwalifikowanych rzemieślników przemysłu lotniczego ma pierwszorzędne znaczenie zarówno dla życia gospodarczego w Polsce, jak i dla obrony naszego Państwa.

Dlatego należy poświęcić baczną uwagę i zmobilizować wszystkie czynniki, które mogą się przyczynić do rozpoczęcia planowej akcji szkolenia zawodowego.

Nowa ustawa szkolna otwiera możliwości planowego szkolenia zawodowego. W ramach tej ustawy należy szukać rozwiązania dla szkolenia normalnego, t. j. w szkołach zawodowych i dla szkolenia uczniów przemysłowych w/g wyżej nakreślonego planu.

Czynniki wojskowe przystąpiły już w pewnej mierze do realizowania planu nowego ustroju szkolnictwa i w ubiegłym roku szkolnym otworzono pod nadzorem i z poparciem władz wojskowych szereg kursów, które z chwilą zrealizowania obowiązującego ustawodawstwa o szkolnictwie zawodowem staną się, niejako automatycznie, czwartemi klasami odnośnych gimnazjów względnie dokształcających szkół zawodowych. Celem tych kursów jest dokształcenie i specjalizacja rzemieślników w kierunku ślusarsko-monterskim lotniczo-silnikowym, płatowcowym, samochodowo-czołgowym, uzbrojeniowym, względnie pirotechnicznym. W nadchodzącym roku szkolnym mają być otworzone, również pod nadzorem i z poparciem władz wojskowych — Dokształcające Kursy Obróbkowe dla rzemieślników oraz 2-letnie Instruktorskie Kursy Wojskowo-Przetwórcze, mające na celu przygotowanie i wyspecjalizowanie personelu fachowego dla naprawy, montażu, regulacji i konserwacji sprzętu wojennego lotniczo-silnikowego, płatowcowego, samochodowo - czołgowego względnie artyleryjskiego i t. d.

Nie jest to jednak całkowite rozwiązanie sprawy, a tylko przejściowe zaspokojenie braku szkolnictwa zawodowego. Jeśli chodzi bowiem o przemysł lotniczy, to nie wystarczą kursy o charakterze dokształcającym, ale nieodzowne jest normalne gimnazjum mechaniczne z czteroletnim programem szkolenia o nastawieniu lotniczem.

Akcja szkolenia wykwalifikowanych rzemieślników winna się wysunąć na czoło zagadnień o znaczeniu państwowem. Technika przemysłu lotniczego osiągnęła tak wysoki poziom techniczny, że nie można stawiać przy warsztatach ludzi niedostatecznie przygotowanych.

Nie wystarczy nam mieć utalentowanych inżynierów - konstruktorów i bohaterskich pilotów — rozwój naszego lotnictwa uzależniony jest od szarych rzesz rzemieślniczych, tak jak losy wojny zależały od szeregów szarych nieznanych żołnierzy, kierowanych myślą Wodza.

A. J. SUTTON PIPPARD. F.R.Ae.S.

Przygotowanie inżyniera lotniczego.

Odczyt wygłoszony w Royal Aeronautical Society dn. 18 października 1934 (R. Ae. S. Journal).

Uwaga tłomacza: Słowo „engineer" w Anglji nie oznacza człowieka, który posiada dyplom inżynierski, jest to to poprostu „człowiek zajmujący się maszynami", w wielu wypadkach „maszynista". Autor niniejszego artykułu mówi o „maszynistach" z wyższem wykształceniem. Dyplom uniwersytecki, odpowiadający dyplomowi naszych politechnik, jest tylko zaświadczeniem, że student posiadł pewien zasób wiedzy i daje prawo do tytułu. „Ba-

chelor of Science", co odpowiada naszemu „Magister" Paroletnia praktyka fabryczna lub naukowa daje takiemu „magistrowi" prawo ubiegania się o członkowstwo jednej z Instytucyj Naukowych. Jest kilka rodzai członków. Niektóre z nich wymagają bardzo wysokich kwalifikacji i wieloletniej praktyki w danym dziale. Przyjęcie na członka, które jest związane często z egzaminem, daje prawo do umieszczenia po nazwisku liter skrótu tytułu, który kandydat uzyskał. Tytuły te są bardzo szanowane w Anglji, gdyż ich zdobycie stanowi o dużym dobytku naukowym lub technicznym. Tytułu inżyniera w naszym pojęciu Anglja nie posiada.

Inż. B. Werner.

I. WSTĘP.

W porównaniu z innemi dziedzinami techniki zawód inżyniera lotniczego jest stosunkowo młody i dlatego należy zwrócić szczególną uwagę na przygotowanie do tego zawodu, a zwłaszcza, na to, żeby to przygotowanie opierało się na dobrych podstawach. We wszystkich stowarzyszeniach zajmujących się przygotowaniem inżynierów istnieje tendencja ustalenia pewnych reguł raz na zawsze, reguł, które są skrystalizowane w szeregu formułek niezmiernie trudnych do zmiany w następstwie. Ustalenie pewnych regulaminów jest konieczne, natomiast powinny one być możliwie elastyczne, aby moć uwzględnić pewne wypadki odbiegające od normy.

Wyrażone w artykule niniejszym opinje są jedynie podstawą do dyskusji, która będzie miała na celu dojście do kompromisu w sprawie tego co stanowi normalne lub przeciętne przygotowanie.

Często mówiąc o technice lotniczej mówi się o niej tak jakby była ona czemś zupełnie nie związanem z nauką inżynierji w ogólnym tego słowa znaczeniu. Jest to zasadniczym błędem. Nie można obejść się bez doświadczenia uzyskanego w innych dziedzinach inżynierji i mimo że z konieczności musi istnieć pewna specjalizacja w kierunku lotniczym, podstawy są dla wszystkich jednakowe. Jest to właściwe podejście do sprawy i wiele z uwag przytoczonych w tym artykule odnosić się będzie również do przygotowania technicznego we wszystkich innych dziedzinach.

II. CEL ARTYKUŁU.

Artykuł niniejszy nosi tytuł „Przygotowanie inżyniera lotniczego" ale tytuł ten zawiera w sobie pojęcie bardzo szerokie i dotyczy ludzi różniących się od siebie znacznie zarówno zdolnościami jak i czynnościami, do których będą powołani, dlatego też trzeba jasno zrozumieć różnice, które między niemi zachodzą i dać im odpowiednie przygotowanie. Dopóki inżynierja jest wolnym zawodem i każdy może zdobyć tytuł inżyniera, liczba tych, którzy go zdobywają jest bardzo znaczna. Tytuł ten obejmuje wszystkich zaczynając od wybitnego doradcy a kończąc na świeżo przyjętym członku, któregoś ze wziązków pracy. W niniejszym artykule pojęcie inżyniera będzie miało węższe granice, jednak będzie ono obejmowało stopnie z przywiązanemi do nich różnemi funkcjami, gdyż R. Ae. S. dopuszcza te stopnie do członkostwa. Celem ułatwienia dyskusji, podzielimy ludzi, którzy mają przejść przygotowanie na następujące kategorje: 1) rysownicy, 2) inżynierowie warsztatowi, 3) inżynierowie konstruktorzy i badacze. Wszystkie te trzy kategorje są konieczne dla prawidłowego rozwoju lotnictwa i przygotowanie powinne odpowiadać ich wymaganiom. Ten podział nie jest może zbyt ścisły ale jasny.

Zarówno zdolności jak i przygotowanie potrzebne dla ludzi w tych trzech działach są różne. Pierwszorzędny warsztatowiec może być bardzo złym rysownikiem, a kto z naszego przemysłu chciałby oddać magazyny fabryczne pod nadzór któregoś ze znanych badaczy w dziedzinie lotnictwa? Te poszczególne działy dopełniają się i ten do którego dany osobnik się nadaje zależy w dużym stopniu od jego umysłowości, zakładając oczywiście, że jego przygotowanie było odpowiednie. Mało korzyści osiągnie się nawet przez najstaranniejsze przygotowanie człowieka, którego umysłowość nie odpowiada danemu rodzajowi pracy i w jakikolwiek sposób by się do tego nie brać, jest się z góry skazanym na zawód. Można próbować napompować matematyką i teorją człowieka, który interesuje się wyłącznie warsztatem, znudzi się tem ostatecznie i znaczny wysiłek pójdzie na marne. Wobec tego pewne uszeregowanie przygotowania jest konieczne nie tylko w celu osiągnięcia najlepszych wyników z technicznego, ale również i z ekonomicznego punktu widzenia. Ten punkt widzenia stanie się jaśniejszy, gdy przejdziemy do szczegółowszej dyskusji nad przygotowaniem.

III. OGÓLNY SCHEMAT.

Przygotowanie inżyniera składa się z trzech okresów. Pierwszy okres przypada na szkołę. Po opuszczeniu szkoły przyszły inżynier musi otrzymać naukowe i techniczne przygotowanie oraz zdobyć praktyczne doświadczenie. To praktyczne doświadczenie powinno polegać na praktyce fabrycznej, chociaż w niektórych wypadkach praca badawcza może tę praktykę zastąpić. Zależy to od pracy której inżynier ma zamiar się poświęcić po skończeniu przygotowania. W danej chwili pomijamy kwestję szkoły, należy jednak szczególnie zwrócić uwagę na jeden punkt, mianowicie na kolejność technicznego i praktycznego przygotowania.

Parę lat temu, naukowe i techniczne przygotowanie było przez wielu inżynierów uważane jedynie za stratę czasu. Piszący ten artykuł zaczął swoje praktyczne przygotowanie zaraz po skończeniu szkoły, z zamiarem pójścia na uniwersytet po roku praktyki w biurze fabrycznem. Szef oświadczył mu wówczas, że uważa to za stratę trzech najwartościowszych lat życia i że jedynym sposobem wykształcenia dla inżyniera jest „przejście przez młyn pracy". „Przejście przez młyn pracy" było uznaną metodą przez starszych inżynierów jak również dawniej ta sama metoda była stosowana wśród doktorów. Dziś przygotowanie techniczne uważane jest za zasadnicze i należy ustalić kiedy powinno się odbyć.

Dla przyszłego inżyniera istnieją trzy zasadniczo różne drogi. Po skończeniu szkoły może on wstąpić na uniwersytet lub do szkoły technicznej, poczem przejść prak-

tykę. Może on również uczynić to samo w odwróconym porządku, lub wreszcie przeplatać naukę praktyką, studjując jeden rok na uniwersytecie i jeden rok odrabiając praktykę, poczem znów dwa lata uniwersytetu zakończyć ostateczną praktyką. Ten ostatni sposób jest stosowany w paru uniwersytetach. Spróbowano go również na uniwersytecie w Bristolu jednak musiano go zaniechać. W niektórych wypadkach, zwłaszcza o ile uniwersytet znajduje się w dzielnicy uprzemysłowionej system ten daje się zastosować z powodzeniem, jednak w wielu wypadkach nie nadaje się. Pozostajemy więc przed pytaniem: czy praktykę fabryczną powinno się odbywać przed czy po teoretycznem przygotowaniu? Zaleta studjowania zaraz po skończeniu szkoły jest duża, gdyż umysł kandydata jest bardziej przygotowany do oceny i zrozumienia podawanej nauki. Jest to argument trafiający głęboko do przekonania autora zwłaszcza odkąd spotykał wielu inżynierów górników, którzy między szkołą a uniwersytetem spędzili parę dobrych lat w szybach. Wysiłki umysłowe tych ludzi, na które byli narażeni, żeby ogarnąć najprostszą rzecz, były często wprost tragiczne. Z drugiej strony przemawia za praktyką przed uniwersytetem fakt, że młody człowiek, który potem znajdzie się na uniwersytecie lepiej rozumie, co znaczy być inżynierem i potrafi ocenić wpływ pracy, którą wykonuje na uczelni, na praktyczną stronę zawodu, który sobie obrał. Mam wrażenie, że trudno będzie dojść do ostatecznego wniosku na ten temat, jednak autor przychyla się do sposobu przeplatanego, może ze względu na to, że sam w ten sposób się uczył Rok praktyki zaraz po szkole, po której następuje nauka a później dokończenie praktyki, wydaje się być najlepszym rozwiązaniem. Student otrzymuje pewien pogląd na obrany zawód ale nie oddala się od swego szkolnego wykształcenia na tyle, aby mógł je całkowicie zapomnieć. Przytem wszystkiem jego studja są dość ciągłe. Jednak porządek tego przygotowania nie powinien być, według autora, narzucony, gdyż wszystkie trzy systemy wytworzyły zarówno dobrych jak i złych inżynierów.

IV. SZKOŁA.

Można teraz w szczegółach przystąpić do przedyskutowania procesu kształtowania się ostatecznego produktu z surowca. Surowiec w naszym wypadku stanowi uczeń i uczennica. Jeszcze do niedawna we wszystkich starszych działach inżynierji uważano, że na inżynierów nadają się chłopcy. Nawet teraz jest bardzo trudno jeżeli nie niemożliwe dla kobiety zaangażowanie się w którejś ze starszych firm. W lotnictwie jednak, poszczycić się możemy większym liberalizmem i sam fakt, że kobiety mogą zostać członkiniami (Fellows) Royal Aeronautical Society zawiera w sobie możliwość, że kobieta w niektórych wypadkach może zająć zaszczytne stanowisko inżyniera. Mówiąc zatem o przygotowaniu, w większości wypadków mowa będzie o obojgu płci i gdy mowa będzie o chłopcu należy rozumieć, że chodzi tu o chłopca lub o dziewczynę. Autor niechce twierdzić, że wszystkie działy tego zawodu są zarówno odpowiednie dla mężczyzn jak dla kobiet, ale jednak nie może być kwestji, co do tego, że kobiety mogą i zresztą już wzięły ogromny udział w rozwoju lotnictwa. Dosyć na to dowodów mamy w pracach R. Ae. Soc. i w wydawnictwach Aeron. Research Comm.

Mimowoli zdaje się nam, że przygotowanie do zawodu inżyniera zaczyna się, gdy chłopak opuści szkołę. Jednak nauka otrzymana w szkole jest niezmiernie ważna, o ile nie chcemy uważać inżyniera za rodzaj maszyny bez jakichkolwiek szerszych horyzontów moralnych lub intellektualnych poza swoim zawodem. Autor chce zrobić parę uwag dotyczących nauki w szkole, zdaje sobie jednak sprawę, że teren jest bardzo śliski i że wywoła ostrą dyskusję.

Ilość przedmiotów jest tak duża w przeciętnej szkole, że bądź rodzice bądź sam uczeń musi sobie wybrać pewne przedmioty, gdyż nie może uczyć się wszystkich. Zwykle należy uczynić wybór między szkołą klasyczną, szkołą nauk nowoczesnych a szkołą, gdzie wykładane są przedmioty z dziedziny nauk ścisłych. Rodzice powinni rozstrzygnąć któren z tych kierunków dziecko obierze. Są dwa krańcowo różne punkty widzenia, z których oba mają swoich zwolenników. Pierwszy z nich polega na tem, żeby dziecko w szkole uczyło się tych przedmiotów, z którymi nie zetknie się w przyszłości, gdy zacznie przygotowanie zawodowe, drugi z nich nazwijmy go „zawodowym", z którym autor się spotkał ze strony pewnego chemika, który oświadczył, że gdyby miał kształcić swego syna uczyłby go tylko niemieckiego i chemji. Oba te punkty widzenia mają w sobie założenie, że zna się zawód, jakiemu się później dziecko poświęci Na szczęście rodzaj wykształcenia musi być wybrany bardziej ogólnie. W naszym wypadku jednak założymy, że możemy przewidzieć przyszłość naszego teoretycznego dziecka i zakładamy, że stanie się ono inżynierem lotniczym. Musimy więc patrzeć na zagadnienie z tego punktu widzenia i ogół opinji zapewne zgodzi się, żeby w tym wypadku dziecko chodziło do szkoły o programie uwzględniającym nauki ścisłe. Autor musi się przyznać, że był to jego punkt widzenia, jednak gdy musiał się zetknąć z tym zagadnieneim w praktyce i poświęcić mu sporo uwagi, dozedł do wniosku, że w wielu wypadkach nie był by to najlepszy wybór. Mr. Tizard w jednym ze swoich odczytów w Związku Brytyjskim w Aberdeen oświadczył, że w czasach, gdy on był w szkole studjowanie nauk ścisłych uważane było za nieodpowiednie dla gentlemena. Czasy te minęły lecz czyż z nich nie pozostał pewien cień rzucony na nauki ścisłe i pewne do nich uprzedzenie? Chociaż wiele szkół w Anglji posiada świetne wydziały nauk ścisłych, mają one jednak bardzo silną klasyczną tradycję i praca w dziale nauk klasycznych jest tam zawsze cokolwiek uprzywilejowana. Teorja, na której opiera się klasyczne wychowanie polega na tem, że studjowanie klasyków rozwija umysł i przystosowuje go do łatwiejszego przyswojenia sobie innych przedmiotów. Nowoczesna psychologja zakłada, że inteligencji stworzyć nie można i że każdy z nas rodzi się z pewną dozą inteligencji, której nic nie zdoła zmienić. Można inteligencję wyćwiczyć ale nie powiększyć. Z tego wynika, że opinja przypisująca rozwój inteligencji u chłopca studjom klasycznym nie jest słuszna a raczej należałoby się zgodzić z opinją pewnego nauczyciela, z którą

spotkał się autor, że „W obecnym naszym społecznym ustroju najinteligentniejsi chłopcy posyłani są do szkoły o programie klasycznym, a fakt ten podsyca się twierdzeniem, że ich inteligencję stworzyło klasyczne wykształcenie". Autor nie ma zamiaru dyskutować na temat, któren rodzaj wykształcenia posiada większe zalety, należałoby wtedy założyć, że nauka w obu wypadkach prowadzona jest jednakowo dobrze. Przyjmując jednak rzeczy w takim stanie w jakim obecnie się znajdują, trzeba stwierdzić fakt, że w wielu naszych szkołach najlepsze głowy znajdują się wśród chłopców studjujących klasyków i wynik tego jest taki, że chłopiec, który według tego programu zaczyna naukę, znajduje się wśród ostrzejszego współzawodnictwa, a tem samem jego praca będzie lepsza i wydajniejsza. Niezależnie od tego czy wyniki pracy w szkole wpłyną na późniejsze jego ukształtowanie w życiu, nie może być jednak wątpliwości co do tego, że w warunkach współzawodnictwa z dobremi głowami przygotowanie będzie miało większą niż zwykle wartość. Zdaniem autora powinno się pozwolić chłopcu studjować klasyków do matury. Równocześnie, powinien on studjować w pewnym zakresie matematykę i nauki ścisłe, jednak zdaniem autora przedmioty te należy lepiej uwzględnić w dalszym stadjum programu. Po maturze należy wziąć pod uwagę naukę bardziej specjalną. Autor pomija w zupełności jakiekolwiek przygotowanie zawodowe, dopóki uczeń nie otrzyma matury. Wszystko to wydaje się dość jasne i może punktu tego nie należałoby przedyskutowywać, jednak ten pogląd nie jest tak ogólny i niektóre instytucje zawodowe wyszczególniają przedmioty, które kandydat powinien posiadać do matury. Niedawno zdarzył się wypadek, że kandydat na członka jednego z towarzystw, posiadając dyplom nie mógł być przyjętym, gdyż brakowało mu na maturze pewnego przedmiotu. Autor ma nadzieję, że jakikolwiek będzie pogląd R. Ae. Soc. i jakiekolwiek stowarzyszenie to ustali prawidła, pozostawi ono wiele swobody w wyborze ogólnego wykształcenia. Nie mamy prawa dyktować jakie przedmioty ma uczeń studjować w tak wczesnym stadjum swego wykształcenia.

Po otrzymaniu matury nasz przyszły inżynier musi namyśleć się nad swoim przyszłem przygotowaniem i rozpatrzymy teraz jego przygotowanie techniczne i naukowe. Jak i gdzie to przygotowanie się odbędzie zależy w dużym stopniu od tego, w jakim wieku kandydat zdał maturę. Jeżeli zdał ją w młodym wieku lat 15 lub 16 jest on za młody na wstąpienie bezpośrednio na uniwersytet lub do szkoły technicznej. Często też zdarza się, że chłopcy tacy pozostają jeszcze w szkole przez dalsze dwa lata, aby otrzymać Wyższe Świadectwo (Higher School Certificate) z pewnej określonej grupy przedmiotów. Autor jest zwolennikiem tej metody, gdyż pozwala to na studjowanie pewnej grupy przedmiotów, które na uniwersytecie szczególnie przydadzą się kandydatowi. W naszym wypadku mowa by była o chemji, fizyce i matematyce. W razie otrzymania Wyższego Świadectwa będzie on zwolniony praktycznie biorąc z całego kursu przygotowawczego w szkole inżynierji (na uniwersytecie) i będzie mógł odrazu dostać się na drugi rok. Zwykle musi on w tym wypadku uzupełnić swoje wiadomości przez wykonanie elementarnych kreśleń z dziedziny części maszyn, gdyż znajdują się one przeważnie w programie pierwszego roku uniwersytetu. Jednak opinja ogólna coraz bardziej skłania się do tego, żeby Wyższe Świadectwo zwalniało całkowicie z pośrednich inżynierskich egzaminów. Chłopak, który uzyska maturę dopiero w wieku lat 17, wstąpi prawdopodobnie odrazu na uniwersytet, gdzie podczas pierwszego roku będzie robił prawie to samo, co ten, o którym była mowa wyżej robił podczas dwuch ostatnich lat w szkole.

V. PRZYGOTOWANIE NAUKOWE I TECHNICZNE.

Przystępujemy teraz do najważniejszego punktu przygotowania inżyniera, t. j. do naukowej i technicznej strony jego pracy. Doszliśmy do punktu, gdy chłopak lub dziewczyna opuścili szkołę z odpowiedniemi kwalifikacjami, pozwalającemi im na wstąpienie do zakładu, który zapewnia to przygotowanie. Dla niektórych stopni zawodu inżyniera, które autor dla ułatwienia objął jedną nazwą inżyniera lotniczego, możnaby może skrócić czas nauki w takiej instytucji, jednak o ile nie osiągnie się tego stopnia, ma się bardzo ograniczone możliwości zajęcia stanowiska nawet względnie mało ważnego, za wyjątkiem oczywiście wypadków szczególnych zdolności. Dlatego też o ile możności, każdy kandydat do tytułu inżyniera lotniczego powinien uważać, że konieczny jest dla niego całkowity kurs uniwersytecki lub na kursach technicznych. Parę lat temu większość młodych inżynierów miałaby pewne trudności w ukończeniu takich studjów, gdyż ilość miejsc była ograniczona, jednak w obecnej chwili jest tyle szkół mających dobry program nauk inżynierskich, że argument ten upada. Wspominając uniwersytet i kursy techniczne należy między nimi ustalić pewną różnicę, która tu zostanie wyjaśniona. W Anglji oprócz uniwersytetów, które mają prawo wydawać swoje własne dyplomy, istnieje cały szereg szkół technicznych, które tego prawa nie mają ale które przygotowują studentów do pracy zawodowej w dziale inżynierji. Szkoły te różnią się znacznie zakresem nauk, wyposażeniem i stosunkiem do pracy. Niektóre z nich dają tak dobre przygotowanie, że równać się ono może z przygotowaniem jakie dają niektóre uniwersytety. Inne, mniejsze zakłady nie mają pretensji do tak wysokiego poziomu ale dają jedynie podstawy techniczne, potrzebne dla kreślarza i mechanika, który chcę uczęszczać na kursy wieczorowe. Różnica między uniwersytetem a szkołą techniczną polega na tem, że pierwszy może wydawać swoje własne dyplomy, druga zaś musi przygotowywać do egzaminów w instytucjach, które udzielają dyplomów eksternom, lub do egzaminów w instytucjach zawodowych. Oczywiście, że profesorowie na uniwersytetach mają z tego powodu większą swobodę nauczania tego co sami chcą, w przeciwieństwie do szkół technicznych, które są związane programem, co do którego nawet nie mogą mieć swojego zdania. Pod tym względem musimy przyznać tu pierwszeństwo uniwersytetom.

Przed przedyskutowaniem samego programu dla młodego inżyniera, powiedzmy parą słów o roli uniwersyte-

tu. W kwestji jaką rolę ma grać uniwersytet w przygotowaniu inżyniera poglądy są bardzo rozbieżne. Niektóre instytucje twierdzą, że z chwilą gdy kandydat uzyskał swój stopień lub dyplom jest on przygotowany do rozpoczęcia pracy inżynierskiej. Trzeba przyznać, że większość uniwersytetów nazywając swoje wydziały techniczne wydziałami inżynierji niesłusznie nasuwa pojęcie, że po ich ukończeniu student będzie skończonym inżynierem. Niewiele jest profesorów, którzyby sami wierzyli, że w czterech ścianach uczelni mogą całkowicie przygotować inżyniera do jego pracy, natomiast niestety wielu jest studentów przekonanych, że zaraz po otrzymaniu dyplomu będą się kwalifikować do dużych pensyj, które im się należą z tytułu ich umiejętności. Przeciwnie, większość profesorów twierdzi, że wykłada teorję inżynierji i że to jest ich celem. Jeden jedyny uniwersytet w Anglji — Oxford ma odwagę uczciwie nazwać swój wydział Wydziałem Nauk Inżynierskich. Autor uważa, że pod tym względem Oxford ma rację i gdyby inne uniwersytety były szczere i wzięły przykład z niego uniknęłoby się wielu rozczarowań i nieporozumień. Młodemu inżynierowi może się wydać, że trzyletnie lub czteroletnie studja naukowe są zbyt ciężkie, jednak jeżeli weźmie on pod uwagę, że jest to jedyna chwila w jego życiu, gdzie będzie on miał możność a może i chęć przestudjować zasady naukowe inżynierji, której poświęci całe późniejsze swoje życie, to trzeba przyznać, że na pracę poważną i zasadniczą nie jest to zaduży okres życia. Punkt ten może wywołać pewną dyskusję, jednak w opinji autora lata w uniwersytecie powinny być poświęcone na naukę inżynierji, możliwie bez uwzględniania praktycznej jej strony.

Jest jednak jeszcze jedno zagadnienie, które należy przedyskutować. Do tej pory mowa była o kursach inżynierskich bez uwzględnienia lotniczej strony zagadnienia, i do tego punktu teraz wrócimy. Czy naszego przyszłego inżyniera mamy w ciągu tych trzech lat uniwersytetu kształcić ogólnie w dziedzinie inżynierji czy też należy go już wprowadzić odrazu w dziedzinę lotnictwa? Niech wolno będzie autorowi wyrazić swoje własne zdanie przed dalszym rozumowaniem. Uważa on, że trzy lata które przyszły inżynier spędzi na uniwersytecie powinny być poświęcone ogólnym studjom inżynierskim bez specjalnego uwzględnienie działu lotniczego. Jak wspomniano no początku artykułu, dział lotniczy stanowi tylko pewną dziedzinę zawodu lotniczego i chociaż wymaga on wysokiego poziomu technicznego jednak opiera się na tych samych naukowych zasadach na jakich opiera się inżynierja lądowa, dział mechaniczny lub elektryczny. Zaczynając studja uniwersyteckie okres trzech lat wydaje się zbyt długi na kształcenie ogólne, ale ci, którzy wykładają wiedzą dobrze jak krótki jest ten okres dla nauki. Student, który ma zamiar studjować lotnictwo powinien przejść dodatkowy roczny kurs. Może się to wydać dziwnem, że mowa tu o 4-tym roku uniwersytetu, jednak z doświadczenia wiemy, że trzy lata od matury do dyplomu stanowi cokolwiek za krótki okres czasu zwłaszcza jeżeli chodzi o stopień inżyniera. Niektóre z uniwersytetów prowincjonalnych przedłużyły swój kurs do 4-ch lat, przyczem po pierwszych 3-ch latach student otrzymuje absolutorjum a po czwartym roku dyplom. Nawet na uniwersytetach, które nie stosują tego programu odczuwa się w związku z tym pewne trudności i rozpatruje się sposoby zaradzenia temu. Co się tyczy inżyniera lotnictwa, mamy według autora dwie alternatywy: 1⁰ dyplom z tych samych przedmiotów jakie są wymagane dla innych działów inżynierji, 2⁰ utworzenie zupełnie nowego i oddzielnego działu dla lotnictwa. W razie przyjęcia drugiej alternatywy należałoby odrzucić cały szereg ważnych przedmiotów, natomiast autor jest zwolennikiem alternatywy pierwszej. Pozatem specjalne przedmioty, które musi studjować przyszły inżynier lotniczy jak np. aerodynamika lub konstrukcja lotnicza są w grucie rzeczy zbyt trudne, aby móc je studjować odrazu i muszą je poprzedzić studja ogólne. Autor niechce być źle zrozumiany i niema wcale zamiaru wykluczać nauki o zachowaniu się ciał w powietrzu lub o ruchu powietrza z ogólnego kursu, taksamo uważa, że przy nauce o konstrukcji w ogólności nie należy pomijać przykładów z konstrukcji lotniczej. Wręcz przeciwnie, uważa on, że inżynierja lotnicza osiągnęła taki poziom, że może rościć pretensje do równorzędności z innemi działami i wykładający wytrzymałość może z powodzeniem jako przykład występujących naprężeń obliczyć je dla skrzydła samolotu. Trzeba właśnie, żeby wykładowca na to zwrócił uwagę i w bardziej zaawansowanych wykładach o konstrukcji specjalnie uwzględnił szczególne zagadnienia jak np. sprężystość, która jest szczególnie ważną dla konstrukcji lotniczych. Jeżeli przyjmiemy pogląd, że w uniwersytetach należy wykładać naukę lotnictwa, a nie jego technikę, te ważne zagadnienia będą przygotowaniem dla każdego inżyniera. Fakt czy użyje on zdobytych wiadomości dla swej późniejszej pracy zawodowej nie obchodzi wykładowcy i zasadniczo nie jest ważny. Rozchodzi się tu jedynie o przygotowanie i o gruntowną wiedzę a nie o jej zastosowanie, o którem później.

Po tych ogólnych omówieniach należy podać pewne konkretne wnioski, któreby odpowiadały faktycznemu stanowi rzeczy. Autor przygotowany jest, jak to już zaznaczył, na najostrzejszą krytykę i dlatego wygłasza swoje o tem zdanie. Rozpatrzmy najpierw sprawę uniwersytetu. Dla wstąpienia na dział inżynierji w dobie obecnej matura nie wystarcza. Z drugiej strony nie każdy może zdobyć się na Wyższe Świadectwo, gdyż późny wiek mu na to nie pozwala. Należałoby przedewszystkiem w obecnym stanie rzeczy zmienić program maturalny dodając doń pewną znajomość chemji, fizyki i matematyki taką, jaką osiągnąłby uczeń, któryby studjował jeszcze rok po otrzymaniu matury. Ten rodzaj egzaminu obowiązywałby tylko tych, którzy pragnęliby wstąpić na uniwersytet. To pozwoliłoby na pominięcie całego szeregu przedmiotów przygotowawczych na uniwersytecie i pozwoliłoby na przystąpienie studenta do nauki inżynierji, zaraz po wstąpieniu na wyższą uczelnię. Autor uważa, że takie postawienie sprawy jest zupełnie słuszne zarówno z punktu widzenia teoretycznego jak i psychologicznego. Dla nowo wstępujących studentów jest przykrą rzeczą stwierdzenie, że po wstąpieniu na uniwersytet praca pierwszego roku jest jedynie dalszym

ciągiem, a w niektórych wypadkach i powtórzeniem pracy, którą wykonywali w szkole. Przy takiej zmienionej maturze możnaby przewidzieć zadawalający trzyletni program na uniwersytecie, pozwalający studentowi na zdobycie podstawowej wiedzy inżynierskiej i dający mu możność osiągnięcia dyplomu po tych trzech latach studjów. Pomińmy w tej chwili program, ogólnie jednak biorąc dwa pierwsze lata powinny być wspólne dla wszystkich studentów. Na trzecim roku należy pozostawić studentowi wolny wybór przedmiotów. W większości uniwersytetów studenci dzielą się na działy: lądowy, mechaniczny lub elektryczny, należałoby dodać do nich jeszcze jeden dział mianowicie lotniczy. Studjujący przez dwa lata może się zorjentować w jakim kierunku idą jego zamiłowania i obrać sobie specjalny dział, który ma zamiar dalej studjować. Może on mieć zamiłowanie do konstrukcji lotniczej lub do silników. Przez dwa pierwsze lata miałby on możność zetknięcia się z temi przedmiotami na tyle, żeby módz zorjentować się który z nich szczególnie mu odpowiada. Wchodząc w świat lotniczy zawsze grawitować będzie w kierunku tego działu, który szczególnie go interesuje i gdzie jego zdolności mogłyby być należycie wyzyskane; silnikowiec zajmie się silnikami, konstruktor konstrukcją lotniczą. Jeżeliby więc te przedmioty, które wykładanoby odpowiednio na dziale mechanicznym i lądowym, były traktowane raczej naukowo aniżeli technicznie, przygotowanie to byłoby zarówno odpowiednie dla inżyniera, który miałby do czynienia z ciężkiemi maszynami lub konstrukcją ogólną jak i dla inżyniera lotniczego. Autor uważa, że obecne programy nie czynią zadość tym warunkom. Nie jest to zawsze winą instytucji lub wykładowców, ale jest to spowodowane tem, że z punktu widzenia uniwersytetu nauka lotnicza jest jeszcze bardzo młoda i jej idea jeszcze nie dotarła tam gdzie powinna była dotrzeć. Jednak trzeba żeby uniwersytety tą sprawą się zajęły, tembardziej że mogą ją rozwiązać zadawalająco.

Trzyletni kurs uniwersytecki powinien dać dostateczne przygotowanie techniczne i naukowe dla większości inżynierów lotniczych jak daje normalnie dla lądowców, mechaników i elektryków. Technika zawodowa przyjdzie dopiero z czasem po dobrej praktyce. Jednak nie należałoby w tem miejscu przerywać zadania uniwersytetu. We wszystkich działach inżynierji znajdzie się zawsze pewna mała liczba studentów, którzy zechcą poświęcić swoją energję na, nazwijmy to dość ogólnym terminem, pracę badawczą. Należałoby dla tych studentów przewidzieć wyższe kursy, na których otrzymaliby wykształcenie o specjalnem charakterze, pozwalające im na rozpoczęcie pracy naukowej. Nie jest koniecznem, aby wszystkie uniwersytety posiadały takie kursy w różnych działach, jest to zbyt kosztowne i niema dostatecznej liczby studentów, którzyby chcieli w tym kierunku się poświęcić. W niektórych uniwersytetach jednak należałoby przewidzieć takie wyższe kursy, na których kształciliby się ci, którzy chcą się poświęcić pracy naukowej, jedynej która prowadzi do prawdziwego postępu w dziedzinie lotnictwa.

Uwagi te odnoszą się w szczególności do uniwersytetów. Możliwem jest jednak, że niektóre większe szkoły techniczne zechcą przyjąć w ogólnych zarysach te same zasady wykształcenia inżynierskiego w dziale lotniczym. Jeżeli mogłyby to uczynić byłoby to dobrze, jednak w wypadku mniejszych jednostek nie byłoby to pożądane. Instytucja taka mogłaby nie znaleźć odpowiedniej liczby studentów na taki kurs, a powinna ona raczej starać się dać bardziej techniczne przygotowanie odpowiadające wymaganiom stawianym dla objęcia innych stanowisk aniżeli te, które powinny być obsadzone przez naukowców. W każdym dziale inżynierji są odpowiedzialne stanowiska, na których wymaga się względnie niedużych kwalifikacji naukowych i małe szkoły lepiej spełniłyby swoje zadanie przygotowując ludzi tego typu, aniżeli próbując współzawodniczyć z uniwersytetami. W obecnym stanie rzeczy każdy, który jest dość do tego zdolny, może korzystać z nauki uniwersyteckiej względnie łatwo i tanio. Autor specjalnie zaznacza, że bynajmniej nie leży w jego intencji pomniejszania wartości szkół technicznych, jest to ostatnia rzecz jaką by zrobił. Zarówno praca tych szkół jak i materjał ludzki przez nie przygotowany są świetne. Jednak z korzyścią byłoby zarówno dla tych instytucji jak i dla studentów rozgraniczenie ich czynności. W systemie naukowym Anglji znajdzie się miejsce zarówno dla jednego jak i dla drugiego typu uczelni, jednak żadna z nich nie powinna wkraczać w kompetencje drugiej.

Poniżej podano schemat programu. Podział kursu 3-go roku odpowiada mniej więcej normalnemu trzeciemu kursowi mechaniki lub lądówki. Kurs elektryki pominięto, gdyż jest to zbyt specjalna nauka dla inżyniera lotniczego. Schemat wyższego kursu odpowiada programowi Imperial College.

Kurs 1-go roku.

Warunki wstąpienia: Zmieniona matura odpowiadająca obecnej, plus dodatkowe przedmioty jak: fizyka, chemja i matematyka odpowiadające rocznemu dodatkowemu kursowi.

Przedmioty:

Matematyka teoretyczna,
Matematyka stosowana,
Geometrja płaska i wykreślna,
Zasady mechaniki stosowanej,
Laboratorja,
Warsztat.

Kurs 2-go roku.

Warunki wstąpienia: Zadawalniający wynik pracy 1-go roku.

Przedmioty:

Matematyka teoretyczna,
Matematyka stosowana,
Wytrzymałość,
Teorja maszyn,
Silniki cieplne,
Elektryczność stosowana,
Teorja konstrukcji,
Mechanika cieczy,
Rysunki techniczne,
Laboratorja.

Kurs 3-go roku.

Warunki wstąpienia: Zadawalniający wynik pracy 2-go roku.

Przedmioty: Jedna z następujących grup:

a) Matematyka,
Wytrzymałość i sprężystość,
Termodynamika i silniki cieplne,
Zasady kreślenia części maszyn,
Mechanika cieczy i hydraulika,
Metalurgja,
Laboratorja.

b) Matematyka,
Wytrzymałość i sprężystość,
Teorja konstrukcji,
Mechanika cieczy i hydraulika,
Zasady rysunku konstrukcyjnego,
Metalurgja,
Laboratorja.

Kurs wyższy (po inżynierski).

Warunki wstąpienia: Dyplom uniwersytecki lub dyplom równorzędny.

Przedmioty:

Matematyka,
Aerodynamika,
Teorja i projektowanie konstrukcij lotniczych,
Teorja i projektowanie silników lotniczych,
Meteorologja.

Niektóre z tych przedmiotów mogą być nieobowiązkowe natomiast laboratorja powinny grać ważną rolę w programie.

Studenci pozostający na drugi rok mogliby zacząć pracę naukową pod kierownictwem profesorów.

VI. PRZYGOTOWANIE PRAKTYCZNE.

Jeżeli chodzi o przygotowanie praktyczne nie powinno być dużych rozbieżności zdań. Wszyscy przyznamy, że zanim młody człowiek będzie mógł nazwać się inżynierem musi zaznajomić się ze swoim zawodem, a to może jedynie uczynić zetknąwszy się z warunkami warsztatowemi.

Tu jednak są pewne rozbieżności, z któremi należy się zapoznać. Dawniej nikt niemiał prawa nazwać się inżynierem o ile nie przeszedł pięcioletniej praktyki na warsztacie. W związku jednak z tem, że przygotowanie techniczne ma swoją dużą wartość, okres ten skrócono, i żadna ze starszych instytucji nie wymaga więcej niż dwa lub trzy lata.

Z punktu widzenia praktykanta, praktyka odbywa się w wielu wypadkach w bardzo nieekonomiczny sposób. W uniwersytecie praca jest tak zorganizowana, aby umożliwić korzystne wyzyskanie czasu, często jednak, gdy młody inżynier znajdzie się na warsztacie, nikt nie stara się oto, aby najkorzystniej jego pracę zorganizować. Trzeba pamiętać, że celem praktyki młodego inżyniera jest zapoznanie się z wytwórczością przez zetknięcie się z warsztatem, a nie robienie z niego doświadczalnego mechanika. Śmiesznem jest ocenianie zdolności inżynierskich zręcznością danego osobnika w wykonywaniu prac prostego robotnika. Jeżeli tę zręczność inżynier posiada tem jest oczywiście lepiej dla niego, jednak nie jest to jego zaletą zasadniczą. Również inżynier powinien módz wyrazić swoją myśl zapomocą rysunku, z tego jednak nie wynika bynajmniej, żeby każdy inżynier umiał zaraz wykonać doskonały i świetnie wykończony rysunek. Jeżeli chodzi o lotnictwo, to często korzystniej by było skrócić okres praktyki warsztatowej, a dać zato przygotowanie w dziedzinie badań. W dziale lotniczym bardziej niż w każdym innym istnieją szczególne możliwości dla naukowca, a w wielu wypadkach dłuższa praktyka warsztatowa nie tylko jest zbyteczna ale może być szkodliwa jako przygotowanie do takiej pracy. Normalnie jednak biorąc trzeba, żeby młody inżynier spędził 2 lata na warsztacie a ponieważ zakładamy, że będzie to inżynier lotniczy, więc musi je spędzić w fabryce lotniczej bądźto na konstrukcji płatowców lub w dziale silników. Przez te dwa lata powinien otrzymać możliwie różnorodną praktykę na poszczególnych działach i spędzić pewien czas w biurze rysunkowem. Czy doświadczenie to zastanie zdobyte przed lub po technicznem przygotowaniu jest tylko kwestją indywidualnego zdania i wyboru.

W związku z praktyką inżyniera lotniczego należy wyjaśnić jeszcze sprawę latania. Uważa się, że pilotaż powinien stanowić zasadniczą część wyposażenia zawodowego inżyniera lotniczego. Wydaje się to jednak autorowi zbyteczne. Jest to oczywiście jedna kwalifikacja więcej, lecz przecież wielu dobrych inżynierów byłoby prawdopodobnie złemi pilotami i ustanawianie pod tym względem niewzruszonych prawideł nie byłoby w interesie zawodu inżynierskiego.

VII. STRESZCZENIE.

Poglądy autora dadzą się streścić w następujących 3-ch punktach:

a) Nauka w szkole dla przyszłego inżyniera lotniczego nie powinna uwzględniać przygotowania zawodowego. W miarę możności powinien on otrzymać Wyższe Świadctwo w dziedzinie nauk ścisłych, aby módz uniknąć pierwszego roku uniwersytetu.

b) Naukowe i techniczne przygotowanie może otrzymać przed lub pod praktyce warsztatowej. Dla konstruktorów i naukowców poleca się trzyletni kurs uniwersytecki. Dla tych którzy uważają to za stosowne, należy polecić czwarty rok studjów z uwzględnieniem ścisłej teorji. Ci, którzy chcą stać się inżynierami warsztatowemi lub kierownikami biur rysunkowych mogą otrzymać trzyletnie wykształcenie techniczne. W wielu wypadkach studja te można prowadzić podczas pracy, gdyż wiele szkół technicznych w Anglji posiada zaawansowane kursa wieczorowe pozwalające tym, którzy pracują w dzień na warsztacie lub w biurze rysunkowym, na otrzymanie podstaw techniki, które umożliwią im zajęcie tych stanowisk.

c) Przygotowanie praktyczne do fabrykacji silników lub płatowców. Praktyka powinna być tak zorganizowana aby młody inżynier zapoznawał się w możliwie naj-

krótszym czasie z wszystkiemi działami wytwórni mając przytem na uwadze to, że praktyka ta przeznaczona jest dla inżyniera a nie dla robotnika.

VIII. WNIOSKI.

Wynika z tego że od chwili opuszczenia szkoły czas potrzebny na to aby student mógł uważać że posiada pełne kwalifikacje, wynosi 5 do 6-ciu lat. Gdy przeszedł on takie przygotowanie co uczynią z nimi ci dla których zacznie pracować? Sądząc po pensji, którą otrzymuje, uważa się naogół że młody inżynier, może żyć z niczego. Autor zapatruje się bardzo poważnie na tę sprawę. Jeżeli chcemy żeby przemysł szedł naprzód musimy zmusić dobrze wyszkolonych ludzi, żeby do tego przemysłu się garnęli. Przygotowanie jest długie i kosztowne i o ile wynagrodzenie nie będzie odpowiednio wysokie, najlepsze jednostki zwrócą się w innym kierunku aby poszukać sobie karjery.

Autor uważa, że na dłuższą metę opłaciłoby się świetnie wielu przemysłowcom postarać się o to, aby zyskać odpowiedniego młodego człowieka zaraz po skończeniu przygotowania i dać mu odrazu dobrą pensję. Niewiele czasu trzeba by było żeby taki człowiek stanął mocno na nogach i doświadczenie takie szybko okazałoby się skuteczne.

Zbyteczna jest dyskusja na temat przygotowania inżynierów i kładzenie nacisku na pierwszorzędne ich wykształcenie jeżeli ci, którzy takie przygotowanie uzyskają nie mają możności wykazania swoich zdolności i otrzymania należnego zań wynagrodzenia.

(D.C.N.)

Inż. ADAM KARPIŃSKI.

Drogi do popularyzacji lotnictwa.

OD REDAKCJI.

W obecnym okresie wzmożonych wysiłków nad popularyzacją lotnictwa zagranicą Redakcja Wiadomości Techn. Lotnictwa zamieszcza artykuł Inż. A. Karpińskiego w tej sprawie. Tą drogą Redakcja pragnie wywołać zainteresowanie problemem popularnego samolotu naszych sfer fachowych oraz szerszego ogółu lotniczego.

Mój artykuł nie jest ściśle biorąc „techniczny". Dotyka jednak szeregu problemów, których rozwiązanie należy do techniki.

Pozatem piszę o rzeczach znanych; moim celem jest tylko dać Czytelnikowi krótki przegląd dróg, po których świat lotniczy zdąża — powoli, lecz uparcie — do popularyzacji samolotu, jako środka lokomocji.

Od wielu lat widzimy ustalony obraz ugrupowania lotnictwa:

1) Potężne wojenne floty powietrzne,

2) Dobrze prosperujące (przeważnie dzięki subsydjom państwowym) przedsiębiorstwa komunikacyjne.

3) Grupy ludzi, zrzeszonych i latających w klubach lotniczych (również wspieranych przez Państwo).

4) Pojedyńczych zamożnych posiadaczy samolotów, używających ich rzeczywiście dla celów prywatnych.

Wszystko to razem — z wyjątkiem grupy 4-ej — jest właściwie szeroko pojętem lotnictwem wojskowem, gdyż grupy „cywilne" (2 i 3) mogą istnieć tylko dzięki temu, że są traktowane jako zapasy sprzętu i personelu dla celów wojennych.

Lotnictwa naprawdę „cywilnego" na większą skalę niema nigdzie.

Lotnictwo nie doczekało się dotychczas swego popularyzatora, jakim był Ford dla motoryzacji. Może H. Mignet (o którym piszę następnie), może De la Cierva są predestynowani do odegrania decydującej roli na tem polu.

Bo oto pojawiają się na Zachodzie początki samorzutnego ruchu lotniczego, najzupełniej nie popierane przez czynniki oficjalne, a jednak (praeter czy propter hoc) wzmagają się z każdym dniem.

Może te pierwsze przejawy prawdziwie „prywatnego" lotnictwa są efemeryczne. Również dobrze jest jednak możliwe, że poczynania francuskich Pou-du Ciel'istów i angielskiego Pou-Club są wstępem do ery rozpowszechniania się lotnictwa.

Rozpatrzmy, jakie czyniki warunkują popularyzację lokomocji powietrznej. W świetle tych rozważań spójrzmy na obecny stan tego, co francuzi nazywają Nouvelle Aviation. Wreszcie wyciągnijmy wnioski ogólne i dotyczące Polski.

WARUNKI POPULARYZACJI.

I. — Kosztowność latania.

Rozmyślnie stawiam ten czynnik na pierwszem miejscu. Lotnictwo bowiem pociąga w pierwszym rzędzie tych, którzy nie są bogaci: m ł o d y c h.

Z drugiej zaś strony młodzież wykazuje tak wielki zapał do lotnictwa, że niespełnienie żadnego z warunków popularyzacji lotnictwa, które poruszam w dalszym ciągu, nie zdoła powstrzymać jej pędu do latania, byle było tanie. A, niestety, jest ono drogie.

Był taki okres w dziedzinie motoryzacji, że jazda samochodem była też kosztowna i dostępna tylko dla wybranych. Pojazdy były produkowane w małych serjach, konstrukcja była skomplikowana i ciężka, mechanizmy zawodzące, eksploatacja połączona z wielkiemi wydatkami.

Wtedy wystąpił Ford, i genjalnie przejrzał warunki, którym powinien odpowiadać wóz tani i użytkowy; zrealizował te warunki w swojej konstrukcji i — zdobył nabywców.

Rozpoczęła się fabrykacja seryjna; ceny auta spadały

szybko. Samochód zaczął być popularnym. Fabryki konkurencyjne albo znikały, albo musiały przestroić się gruntownie i dawać coraz to lepsze wyroby po coraz to lepsze wyroby po coraz to niższych cenach. Wślad za tem doskonaliły się drogi, powstawała sieć obsługi, przepisy i ustawy nowelizowano — jednem słowem motoryzacja przeszła ze sfery luksusu do dziedziny lokomocji popularnej.

Lotnictwo współczesne jest jeszcze wciąż luksusem — z tą tylko różnicą w stosunku do pierwszej epoki motoryzacyjnej, że popieranym i hodowanym przez państwa w specjalnych kierunkach wytkniętych przez cele wojenne.

Teraz — przypuszczam — nadszedł już czas na zrewidowanie podstaw konstrukcyjnych i fabrykacyjnych aerodyny. Dość już uzbieraliśmy wiadomości teoretycznych i praktycznych, aby wysnuć z nich linje, po jakich powinna pójść budowa taniego, popularnego sprzętu.

Są to:

1) *Proste, nadające się do seryjnej produkcji elementy konstrukcyjne.* Oczywiście mijałoby się z celem projektowanie takich części, któreby się nadawały wyłącznie do masowej produkcji. Tak. np.: kadłub, którego dzielone pokrycie byłoby przeznaczone do prasowania w jednej operacji, nadawałby się wybitnie do wyrobu w wielkich serjach. Odpowiednia prasa opłaciłaby się dopiero przy wielkich zamówieniach nierealnych w początkowym okresie produkcji.

2) *Materjały* (surowce i półsurowce) łatwo osiągalne, o znormalizowanych i nielicznych gatunkach i wymiarach. Jak najmniej materjałów specjalnych. W wielu wypadkach okaże się, że części, robione obecnie ze stali stopowej szczególnie trudnej do opanowania metalurgicznego, można będzie z tym samym pożytkiem wykonać z innego gatunku niewspółmiernie tańszego.

Jasnem jest, że im mniej różnych gatunków i wymiarów wyrabiają huty, tem tańsze są ich wyroby.

Normalizacja (i to jeszcze z kategorjami uprzywilejowanemi!) materjałów lotniczych jest sprawą nader ważną nietylko z punktu widzenia taniości samolotu lecz i dla celów obrony państwa — zasługuje więc na energiczne i dobrze przemyślane rozwiązanie.

3) *Fabrykacja.* Popularyzacja lotnictwa napewno nie będzie się opierała na chałupniczym (w szlachetnem znaczeniu tego pojęcia) wyrobie samolotów.

To, co obserwujemy obecnie we Francji — „majstrowanie" Pou-du Ciel'ów przez amatorów, to tylko początkowy okres; forma wywołana przez nieprzygotowanie przemysłu lotniczego do fabrykacji przeznaczonej na rynek prywatny.

Z drugiej strony nie można przewidzieć, czy produkcja samolotńw popularnych przybierze w naszych czasach charakter procesu łańcuchowego.

Obecnie możemy realnie myśleć o nowym typie wytwórni lotniczej, w której organizacja byłaby przemyślana przez tęgich inżynierów, wyrobionych przemysłowo także i w innych gałęziach przemysłu, pracujących w wolnej konkurencji.

Sądzę, że ta — najważniejsza, jeśli chodzi o taniość wyrobów — strona organizacyjna jest dotychczas w przemyśle lotniczym Europy zbyt zaniedbana; myślę tu zarówno o organizacji handlowej jak i organizacji pracy. Wytwórnie nawet dawno powstałe, których istnienie warunkowane jest kryterjami konieczności państwowej, rozwijają działalność rozrzutną, względnie nie myślą o ograniczeniu strat. Nie pomogą tu nawet wysiłki poszczególnych kierowników, bo jest to nastawienie ogólne, które na swe usprawiedliwienie wynalazło motto:

„Produkcja lotnicza musi być droga, bo od jakości wyrobu zależy ludzkie życie".

Wysokie koszty ogólne znajdują tylko wtedy wytłumaczenie, jeśli wzamian za nie otrzymuje się takie zniżenie kosztów produkcji, że ocena wyrobu staje się niższą od osiągalnej w fabrykacji rękodzielnej. Są w świecie (w Stanach Zjednoczonych) wytwórnie, w których jeden inżynier przypada na 10 robotników. Koszty ogólne są wtedy oczywiście bardzo wysokie — a jednak te właśnie wytwórnie utrzymują się najlepiej w walce konkurencyjnej — dzięki organizacji.

Taką więc, wysoko zorganizowaną wytwórnią, operującą najnowocześniejszemi urządzeniami technicznemi, zharmonizowaną wewnętrznie już w chwili powstawania, wyobrażam sobie jako typową dla podjęcia budowy samolotów popularnych. Oparta na ścisłej współpracy z instytucjami naukowo - badawczemi, dysponująca racjonalnie dobranym, dobrze płatnym i umiejętnie wyzyskanym personelem, wytwórnia taka mogłaby dojść do produkowania małego samolotu (a więc płatowca i silnika 40 KM) w cenie małego samochodu nie wyższej niż 6—7 tysięcy złotych.

Jeszcze słowo o kontroli fabrykacji: Tania produkcja jest możliwa tylko wtedy — i to trzeba podkreślić — jeżeli warsztat współpracuje z celową, umiernie rozwiniętą kontrolą [1]. Wiemy, że brak kontroli doprowadza do opłakanych wyników i może zabić produkcję.

Równie dobrze, a może jeszcze prędzej, zrobiłaby to samo z wytwórnią pracującą na rynek prywatny przesadna, a przymusowa kontrola.

Przeostrzona kontrola jest niewątpliwie potrzebna w początkowym okresie każdej nowej gałęzi produkcji, dla celów wychowawczych. Jasnem jest, że pociąga to za sobą zwiększenie kosztów produkcji. Celowa lecz umierna kontrola przeciwnie — potania produkcję przez to, że eliminuje zawczasu elementy nieodpowiednie, wpływając na zmniejszenie robocizny montażowej, a także przez to, że wskazuje kierownikowi technicznemu wszelkie słabe punkty fabrykacji umożliwiając tem ich usunięcie.

4) *Eksploatacja* popularnego samolotu powinna być pod względem kosztów zharmonizowana z ceną kupna. Inaczej zatraca się cel pierwotny: ewentualny nabywca taniego samolotu nie mógłby go używać z powodu kosztowności latania.

---

[1]) Pod tem pojęciem rozumiem kontrolę, rozpatrującą badany objekt z punktu widzenia jego roli i ważności w całości sprzętu i dyskwalifikującą ten objekt zawsze i tylko wtedy, gdy istnieje uzasadniona obawa, że nie będzie mógł swej funkcji w sprzęcie pełnić sprawnie i trwale.

Wynika stąd kilka postulatów:

a) oszczędne zużycie materjałów pędnych. Nadmiar mocy powinien być tylko tak wielki, jak tego wymaga bezpieczeństwo lotu. Może doszlibyśmy do zadowalającego rozwiązania, stosując odpowiednio ułożone dwa silniki, z których w czasie lotu podróżnego jeden tylko będzie czynny;

b) prosta obsługa naziemna. Trzeba zaznaczyć, że wśród użytkowników samolotu popularnego znajdzie się spora część takich, którzy będą sami obsługiwali swą maszynę. Dostępność mechanizmów dla inspekcji i smarowania, nieliczne i łatwe do wykonywania czynności przygotowawcze do lotu, oto są warunki niezbędne;

c) długotrwałość mechanizmów i niska cena części zamiennych. Wiem, że te dwie cechy nie powinny stać obok siebie w jednem zdaniu, a jednak dążyć do tego musimy, aby choć kompromisowo (w wielu wypadkach kompromis okaże się po bliższem zbadaniu niepotrzebny) zbliżyć się do postawionego celu.

Obecne ceny części zamiennych — lotniczych są niesłychanie wysokie. Niedawno czytałem w francuskiem wydawnictwie skargi na to, że zawór wydechowy do przeciętnego silnika samolotu tutystycznego kosztuje 200 fr. fr. Znalazłem też przykład, że smarowniczki, kupowane w firmie lotniczej, będące identyczne z samochodowemi, są od nich 3 razy droższe.

Byłby to przykład wciąż jeszcze pokutującego nastawienia monopolistycznego w przemyśle lotniczym, przy niedostatku odbiorców nie chcących przepłacać.

d) łatwość hangarowania. Im mniejsze wymiary samolotu, tem łatwiej znaleźć dla niego miejsce w hangarze, tem mniejsze są wydatki czynszowe. Kwestja wymiarów maszyny nabiera szczególnego znaczenia dla właścicieli, nie mających możności przechowywania samolotów w hangarach lotnisk publicznych czy też klubowych, np na wsi. Wtedy bowiem łączy się z kupnem samolotu koszt wybudowania hangaru, proporcjonalny w przybliżeniu do iloczynu długości i rozpiętości samolotu.

Pod względem łatwości hangarowania najlepiej przedstawia się wirowiec ze składanemi śmigłami rotoru; najgorsze warunki miałby samolot przekształcony z szybowca wyczynowego przez wmontowanie zespołu napędowego.

II. — Bezpieczeństwo i łatwość pilotażu.

Jest to drugi kapitalny warunek popularności lotnictwa. Jakkolwiek „pasażerów" będzie zawsze o wiele więcej niż pilotów i jakkolwiek znajdą się zawsze w obfitości młodzi ludzie, którzy będą się garnęli do latania nawet na sprzęcie trudnym do opanowania i kryjącym dla niewtajemniczonego groźne niebezpieczeństwo, musimy jednak myśleć o pozyskaniu szerokich rzesz ludzi, którzyby latali chętnie, gdyby to było tak łatwe, bezpieczne i dostępne dla „szarego człowieka" (obecnie surowo kwalifikowanego przez komisje lekarsko-lotnicze wszystkich krajów), jak jazda samochodem.

Oczywiście — i samochodem można wjechać na drzewo, stoczyć się do rowu przy złej ocenie odległości i siły żywej. Jest tu jednak wyraźna różnica między czynnikami fizjologiczno - psychologicznemi takich katastrof, a najczęstszej w lotnictwie — utraty szybkości: kierowca samochodu ma przez sobą na całej długości swej trajektorji wzrokowe punktu odniesienia; bodźce odbierane tą drogą przenosi już po krótkiem ćwiczeniu bez błędów asocjacji na celowe ruchy mechanizmów sterowania. Pilotowi brak jest tych bezpośrednich bodźców; musi on maszynę „wyczuć", nawet wtedy, gdy dysponuje kompletem przyrządów podkładowych do lotu ślepego.

A więc chodzi o to, aby dać w ręce przyszłego pilota-amatora (jako takiego wyobrażamy sobie statecznego obywatela - inteligenta, np. jakiegoś profesora gimnazjum, inspektora, radcę) sprzęt, któryby na chwilowe przytępienie reakcji nie reagował ewolucjami akrobatycznemi, w którym „przeciągnięcie" kończyłoby się niezmiennie przejściem w lot ślizgowy; którego stery reagowałyby zawsze jednoznacznie i zgodnie z ruchami sterownicy. Nie chciejmy więcej. I te wymagania stoją jeszcze powyżej standard'u wszelkich aktualnych samolotów. Musimy pamiętać o tem, że latanie jako założenie zawiera w sobie pojęcie ruchu w trzech wymiarach i to ruchu szybkiego.

Problemem lądowania i startu zajmuję się zaraz poniżej, rozpatrując trzeci ważny warunek, którym jest:

III. — Niezawodność lokomocji powietrznej.

Dużo zrobiono już na tej drodze. Silniki lotnicze są według angielskich głosów pewne w 99,9...%. Nauczyliśmy się latać przy wszelkich temperaturach, wiatrach i opadach. Latamy w ciemności i w chmurach.

Dwie kwestje ograniczają tylko nasze możliwości udania się lotem z miejsca A do B; są to mgła przyziemna i ukształtowanie terenu wzlotu i lądowania.

Na mgłę nie obmyślono dotychczas skutecznego środka, jeśli chodzi o lądowanie. Radjo może pilota doprowadzić jedynie nad lotnisko. Aby wykonać bezpieczne lądowanie, musiałby tem proces dać się wykonać przy dowolnie małej szybkości postępowej i regulowanej pozytywnie przez pilota szybkości opadania. Z obecnych aerodyn najbardziej zbliża się do tych postulatów wirowiec De la Cierva. Choć i ten przyrząd nie dysponuje możnością natychmiastowego przerwania opadania, wymagając przytem uzyskania znaczniejszej szybkości w kierunku osi śmigła.

Drugą, nieopanowaną jeszcze wadą samolotu jest niezbędność stosownego pod względem gładkości i twardości powierzchni oraz wymiarów, pola wzlotów i lądowiska.

Sam proces lądowania, zawsze jeszcze główny punkt programu nauki w szkole lotniczej, wymaga ze względu na szybkość ruchu, konieczność niezawodnej oceny odległości i koordynacji ruchów sterów z zmieniającym się stanem dynamicznym samolotu, 90% wszystkich kwalifikacji fizyczno-psychicznych żądanych od kandydata na pilota.

Wracając do rozważań rodziału II musimy stwierdzić, że współczesne samoloty (płatowce), nawet wyposażone w wszelkie urządzenia zwiększające nośność lądują jeszcze zbyt prędko dla pilota - amatora określonego tam typu.

Przeciwnie — wirowce umożliwiają lądowanie na bar-

dzo ograniczonych polach; w połączeniu z obecnie doskonalonem urządzeniem do pionowego startu wirowiec spełni najlepiej warunek uniezależnienia podróży powietrznej od urządzonych lotnisk.

Prócz dziedziny lokomocji powietrznej użytkowej, a więc dokonywania przelotów podróżnych, istnieć będzie zawsze (i coraz rozleglejsza) gałąź lotnictwa sportowego. Spopularyzowanie tej gałęzi wymaga tylko taniego i bezpiecznego sprzętu. Pozostałe warunki mogą być niespełnione, a więc nie jest tu ważny warunek zwalczenia mgły i wzlotu z dowolnego terenu, podobnie jak nie wymaga się od wioślarstwa regatowego, aby rozgrywki odbywały się na wodzie wzburzonej. Pilot sportowy zależnie od posiadanego sprzętu zawsze będzie mógł znaleźć sposób uprawiania sportu powietrznego, choćby był przez maszynę ograniczony pod względem pogody, jakości terenu i zasięgu lotu.

IV. — Organizacja naziemna.

Jest to czwarty warunek popularyzacji lotnictwa, jednak nieco odmiennego rodzaju, niż poprzednie. Mianowicie przerośnięta organizacja, zwłaszcza w kierunku przepisów, może wywrzeć wprost odwrotny skutek: odciągać ludzi od latania. Ideałem dobrej organizacji powinno być: „jak najwięcej udogodnień, jak najmniej krępowania regulaminami". Przy silnie rozwiniętym ruchu lotniczym są i będą oczywiście potrzebne prawidła dla uzyskania bezpieczeństwa, a więc okresowa kontrola statków powietrznych, reguły porządku lotu nad lotniskami i t. p. Samo życie zmusi społeczeństwa do rewizji istniejących i ułożenia nowych praw w tej dziedzinie. Niektóre przepisy pociągają za sobą niechybne utrudnienia, tak naprzykład, rozległe strefy zakazane, któremi opancerzyło się wiele państw po wielkiej wojnie.

Udogodnienia, które może dać wzorowa organizacja naziemna, są pierwszorzędnego znaczenia, by wymienić tylko:

a) służbę meteorologiczną,
b) służbę radjową i sygnalizacyjną,
c) oświetlenie lotnisk i szlaków,
d) zaopatrywanie w materjały pędne i części zamienne,
e) obsługę samolotów i hangarowanie,
f) ratownictwo.

We wszystkich tych punktach organizacja rozwija się dobrze od wielu już lat, co jest bezwątpienia zasługą lotnictwa komunikacyjnego.

V. — Szkolenie.

Problem szkolenia pilotów, obecnie jeszcze dominujący w rozważaniach nad rozwojem lotnictwa będzie tracił stopniowo swą wagę w miarę osiągania coraz to lepszego pod względem bezpieczeństwa i łatwości pilotażu sprzętu. Zagranicą, zwłaszcza w Stanach Zjednoczonych jest wiele szkół lotniczych prywatnych i to rozwiązanie wydaje się zupełnie racjonalne z punktu widzenia popularyzacji lotnictwa. Z kolei nadejdzie okres, gdy obok szkół odgrywać będzie pewną rolę szkolenie zupełnie prywatne, indywidualne.

Ze względu na bezpieczeństwo osób trzecich poddawanie każdego pilota oficjalnemu egzaminowi będzie z pewnością utrzymane we wszystkich krajach. Istnienie tego obowiązku będzie korzystnie regulować poziom szkolenia w szkołach prywatnych, których konkurencja z drugiej strony będzie wpływać dodatnio na obniżenie kosztów szkolenia.

VI. — Lotnicze nastawienie społeczeństw.

Często miesza się pojęcie popularyzacji lotnictwa, którą w tym artykule ująłem jako rozpowszechnienie *używania samolotu*, z pojęciem nastawienia lotniczego mas ludzkich (angielskie „airmindedness") jako wyniku propagandy lotniczej.

Wszystkie państwa uprawiają propagandę lotnictwa wśród wszelkich warstw społecznych. Głównym celem tej propagandy jest wyrobienie w obywatelu przekonania o znaczeniu lotnictwa dla obrony państwa, aby tą drogą pośrednio uzyskiwać fundusze na rozbudowę armji powietrznej.

Dla popularyzacji latania propaganda ma narazie minimalne znaczenie, gdyż nie są jeszcze spełnione kapitalne warunki, o których była mowa w rozdz.: I, II i III tego artykułu.

Niepodobna jednak pominąć doniosłego znaczenia propagandy, jeśli chodzi o pozyskanie nabywców na sprzęt udany, już przygotowany na rynek. Mało jest ludzi, którzy uświadamiają sobie korzyści związane z lokomocją powietrzną. Zadaniem akcji uświadamiającej będzie przekonać szeregiem argumentów tych, którzyby *mogli* pozwolić sobie na latanie (lecz mają pewne objekcje), że *muszą* zacząć latać (gdyż to leży w ich interesie).

Tym sposobem wytworzy się — w pierwszym okresie raczej wmówiona — potrzeba samolotu wśród społeczeństwa.

Z drugiej strony dopiero oddanie w ręce ludzi garnących się do latania sprzętu bezpiecznego i taniego stanie się potężnem narzędziem propagandy, która ze swej strony przyczyni się walnie do rozpowszechnienia lotnictwa.

W ten sposób wzajemny wpływ tych dwuch spraw będzie niewątpliwie korzystny dla postępu.

Celowem się więc wydaje zwrócenie wysiłków tych instytucyj, których zadaniem jest rozwój lotnictwa, na uzyskanie w pierwszym rzędzie samolotów odpowiadających wymaganiom popularyzacji.

Stany Zjednoczone Am. Półn. wstąpiły już na tę drogę. Bureau of Air Commerce chce dojść do samolotu popularnego w cenie 700 $. Wydano zamówienia na prototypy:

1) Jednopłatowiec Fahlin'a — z silnikiem samochodowym mocy 90 KM; ciężar użyteczny ok. 230 kg;

2) Jednopłat Weick'a — z silnikiem Pobjoy; śmigło cisnące; skrzydło szczelinowe; bez steru kierunkowego;

3) Wirowiec kombinowany Pitcairn — z silnikiem Pobjoy specjalnie przystosowanym do napędu prócz śmigła także i koła biegowego (aby uzyskać możność ruchu po drogach, po złożeniu śmig rotoru). (Ilustr. Nr. 1).

4) Samoskrzydłowiec Waterman'a.

Niewątpliwie tą drogą realizacji próbnej pomysłów — można uzyskać najlepsze wyniki również i dla propagandy. Niestety jest to droga dość kosztowna, jeśli się wychodzi z uświęconych tradycją cen prototypów.

Jeśli chodzi o czysto propagandowe działanie to wśród wszelkich sposobów jak np. pokazy, festyny lotnicze, wykłady, najlepszy efekt dają wielkie zawody międzynarodowe, ponieważ wieść o nich dociera do najodleglejszych zakątków krajów uczestniczących i pasjonuje najszersze masy, werbując je na rzecz lotnictwa i skłaniając do danin.



Ilustr. Nr. 1. Foto „Flight".
Wirowiec Pitcairn.

Jednym z dodatnich wyników uświadomienia lotniczego mas ludowych będzie ułatwienie pilotom kwestji lądowania pozalotniskowego przez życzliwy stosunek właścicieli gruntów.

WSPÓŁCZESNY RUCH POPULARYZACYJNY.

Kilkakrotnie już byliśmy świadkami jakby początków popularyzacji latania. Nigdy jednak usiłowania nie osięgnęły wyników na większą miarę.

Niedługo po wojnie Ford zapowiedział wielką produkcję popularnego samolotu (miał się nazywać o ile pamiętam Air Flivver), nie udało mu się jednak przy ówczesnym stanie wiedzy technicznej dojść do odpowiedniego sprzętu.

Równocześnie działał w Niemczech Klemm, który przez umiejętną ewolucję przyjętego jako podstawę dolnopłatu uzyskał sprzęt bardzo wartościowy.

W Anglji rozwój lotnictwa turystycznego zawdzięczać należy Havilland'owi, którego Moth od samego niemal początku był samolotem rzeczywiście użytkowym.

Żaden jednak z tych typów nie doczekał się dotychczas wielkiej serji.*) Przedewszystkiem nie były konstruowane z tego punktu widzenia, powtóre eksploatacja ich była zbyt kosztowna. Charakterystycznem jest, że każdy z konstruktorów lekkich samolotów zaczyna od stosowania małej mocy silnika i następnie, dla sprostania wymaganiom większej szybkości, krótszego startu, wbudowuje coraz to mocniejszy silnik. Wślad za tem rosną oczywiście koszty użytkowania, co nie należy bynajmniej do cyklu ewolucyjnego typu popularnego .

*) Samolotów typu Moth wykonano dotychczas tylko ok. 4000 szt.

Wielkie nadzieje pokładane w wynikach konkursu lekkich samolotów w Lympne, a następnie w Challenga'ach samolotów turystycznych. Obie konkurencje zawiodły, jeśli chodzi o wyhodowanie sprzętu popularnego.

W Lympne zjawiły się przeważnie pomniejszenia normalnych samolotów, których wspólną cechą jest trudność pilotażu. Challenge — doprowadził do wielkiej doskonałości kosztowny typ lekiego stosunkowo samolotu luksusowego o średniej mocy silnika, zupełne — ze względu na koszt kupna i eksploatacji — zaprzeczenie typu mającego się rozpowszechnić.

O obecnych wysiłkach amerykańskich już wspominałem. Przed kilku laty pamiętamy tam konkurs „bezpiecznych" samolotów (Guggenheim'a), z którego bezpośrednio nic praktycznego nie wyrosło. Bezpośrednio potem przeszli Amerykanie na forsowanie typu lekkich, słabosilnikowych samolotów o małem obciążeniu powierzchni, o dużych sterach (np. Curtiss Junior, Aeronca), lecz do użytkowego latania, poza sportem nie okazały się one przydatne.

W Anglji obok bardzo zasłużonego Havilland'a trzeba wymienić f-mę Handley-Page'a, która dała wiele dla bezpieczeństwa lotu przez prowadzenie szczelin skrzydłowych. Anglji też należy zawdzięczać sukcesy Inż. De la Cierva, którego wynalazkiem zaopiekowała się i umożliwiła mu finansowo doskonalenie. Wirowcowi brak tylko jeszcze ulepszeń natury technologicznej dla zwiększenia pewności mechanizmu, aby mógł śmiało stanąć do walki o popularność z płatowcem.

W dziedzinie płatowców najbardziej oryginalną drogą poszedł francuski konstruktor Henry Mignet. Przed wielu laty postanowił stworzyć nic innego, jak właśnie tani, popularny samolot.

Po próbach spopularyzowania swego jednopłatowca bardzo prostej konstrukcji HM8 przeszedł do studjów nad układem tandemowym i tu uzyskał nadspodziewanie dobre wyniki.

Świeżo ogłoszono badania Inż. Nenadowicza z instytutu w St. Cyr. o rewelacyjnym efekcie układu, zastosowanego przez H. Migneta w Pou du Ciel: okazuje się, że dwa skrzydła, umieszczone tuż za sobą, przyczem tylne znajduje się o $^1/_3$ cięciwy niżej niż przednie, przy pewnej różnicy kątów natarcia, dają jako układ zmniejszenie Cxmin. (o 25⁰/₀) i zwiększenie Cymax (o 15⁰/₀) w porównaniu z jednopłatem — który dotychczas jest uważany za układ najdoskonalszy [2]).

Pou de Ciel (Ilustr. Nr. 2) powstał w wyniku licznych prób, które Mignet wykonywał samodzielnie w ciężkich warunkach. Jest to dwupłat tandemowy, jednomiejscowy z silnikiem 25 KM. Lotek ani usterzenia poziomego nie posiada, jedynie duży ster kierunkowy i skrzydło przednie ruchome nieokoło osi poprzecznej samolotu. Rozpiętość wynosi 6 m. Konstrukcja jest celowo utrzymana w formie prymitywu, aby umożliwić budowę amatorską.

[2]) Przy ocenie wyników, uzyskanych w francuskim Insytucie Aerodynamicznym trzeba brać pod uwagę, że tamtejsze dane pomiarowe są naogół korzystniejsze (zwłaszcza pod względem wielkości oporów i finesse), w porównaniu z uzyskiwanemi w innych tunetach.

Samolot okazał się poprawny w locie, łatwy w pilotażu, niemożliwy do „przeciągnięcia"; wybacza błędy pilota, jest stateczny nawet w porywistym wietrze.

Mignet napisał książkę, w której szczegółowo opisuje sposób budowy Pou du Ciel i podaje rysunki. Dzięki propagandzie, jakiej mu nie poskąpiło czasopismo Les Ailes, rozpoczął się żywy ruch amatorskiego budowania tych samolotów. Obecnie już około 25 Pou du Ciel'ów jest oblatanych, kilkadziesiąt dalszych znajduje się w budowie. Powstały już dwa typy specjalnych silników (dwusuw Aubier-Dunne (Ilustr. Nr. 3) i Poinsard); trzeci silnik f-my Brissonnet jest w stadjum konstrukcji.

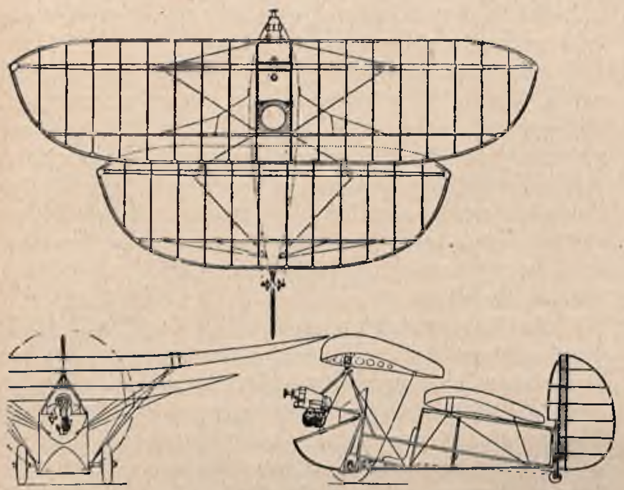


Foto „Flight".
Ilustr. Nr. 2. Pou du Ciel.

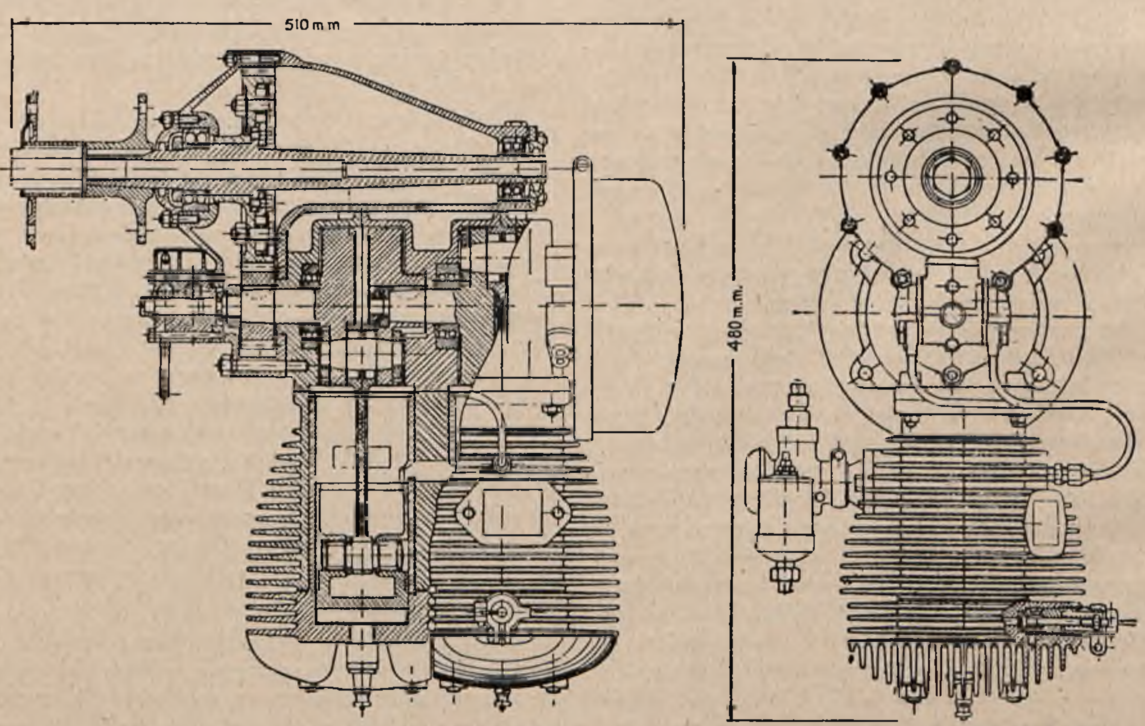
Mignet, niezrażony tem, że dotychczas zbudowane „Pou" nie są rejestrowane przez władze lotnicze, pracuje już nad następnem ogniwem ewolucji, nad tandemem 2-miejscowym z silnikiem 40 KM. (ten samolot ma w wykonaniu amatorskiem kosztować 16000 fr. czyli około 5.300 zł.). Nawiasem mówiąc rząd francuski zainteresował się już konstrukcją Mignet'a i zakupił (za 14000 fr.) jeden egzemplarz „Pou" do prób w S.T.Aé.

Charakterystyczny jest upór, z jakim Mignet odmawiał dotychczas [3]) sprzedania licencji przemysłowi lotniczemu. Być może, że się obawia o losy swej idei, gdyby produkcja fabryczna okazała się kilkakrotnie droższą od indywidualnej. W obecnym stanie rzeczy zyskuje on coraz więcej zwoleników: W les Ailes można znaleźć kilkanaście ogłoszeń różnych firm, polecających materjały i części do budowy „Pou".

Najciekawsze to, że Anglja, konserwatywna i niechętna cudzoziemszczyźnie, jako druga z kolei okazuje zainteresowanie wynalazkiem Mignet'a. Powstał tam przy Lidze Powietrznej (Air League of the British Empire) klub (Pou Club), która ma członkom ułatwiać budowę „Flying Flea" (angielska nazwa Pou du Ciel) i dopomagać w załatwianiu formalności urzędowych w związku z użytkowaniem tego samolotu. Już przetłumaczano książkę Mignet'a (Le Sport de L'air), już nawiązano pertraktacje handlowe z firmami silnikowemi (silnik ma kosztować ok. 1100 zł.) i wytwórniami osprzętu.

W obecnem rozwiązaniu konstrukcyjnem samolot Mignet'a nie przedstawia bynajmniej typu użytkowego.

[3]) Ostatnie wiadomości z Francji głoszą, że Mignet sprzedał licencję na wyrób seryjny Pou du Ciel warsztatom Felix Louis (firma dotychczas w przemyśle lotniczym nieznana, prawdopodobnie nowa).



Ilustr. Nr. 3. Silnik Aubier Dunne. Foto „Flight".

Przy wielkich oporach czołowych nadmiar mocy jest zbyt mały, aby zapewnić bezpieczeństwo przelotów. Można jednak bez trudu wyobrazić sobie samolot doskonalszy pod względem aerodynamicznym, oparty na tej samej zasadzie. Popularyzacja Pou du Ciel jest kwestją ewolucji, która prawdopodobnie wnet się rozpocznie.

Drugi kierunek popularyzacji lotnictwa, czysto sportowego, jest reprezentowany przez ruch, zapoczątkowany w szybownictwie: chodzi o wyzwolenie pilotów szybowcowych od konieczności dysponowania szybowiskami, od startu za samochodem i wzlotu wleczonego. Przez wbudowanie silnika małej mocy (ok. 250 — 500 cm^3) zamienia się szybowiec w samolot, mogący wystartować (ewent. przy pomocy liny startowej) na lotnisku; szybownik wznosi się dzięki silnikowi do dolnej granicy prądów cieplnych, wyłącza gaz i uprawia szybowanie.

Temu kierunkowi poświęca się obecnie w Anglji i w Niemczech dużo wagi. W Anglji powstały typy „Drone" i Carden-Baynes, w Niemczech Motor-Condor. Typ szybowca silnikowego Carden-Baynes jest najciekawszy, gdyż posiada zespół napędowy chowany w locie. Po ukryciu silnika wraz ze śmigłem w kadłubie, maszyna prezentuje się zewnętrznie jako normalny szybowiec wyczynowy. W razie utraty prądów wstępujących pilot wysuwa i uruchamia ze swego miejsca silnik i kontynuuje lot z szybkością podróżną ~ 55 km/g.

O rozpowszechnieniu tego rodzaju sprzętu nie można jeszcze mówić, gdyż narazie mamy do czynienia z prototypami.

WNIOSKI.

Przedwcześnie byłoby orzekać, po jakiej linji pójdzie ewolucja samolotu popularnego. Prawdopodobnie wszystkie trzy rodzaje omówionych aerodyn (t. j. płatowce specjalne, wirowce i szybowce) odegrają w swoim czasie właściwą rolę.

Największe szanse szerokiego (i dość uniwersalnego) zastosowania ma bezwątpienia wirowiec, spełnia on bowiem niemal wszystkie warunki popularyzacji, narazie z wyjątkiem niskiej ceny. Jest to typ maszyny dość odległy od metod konstrukcyjnych płatowcowych, a zbliżony raczej (ze względu na zaakcentowany silnie charakter mechaniczno-obróbkowy) do konstrukcji samochodowych. Przez to właśnie jako typ tani może ukazać się dopiero — i wyłącznie — przy produkcji masowej. Nie można sobie wyobrazić wirowca wykonywanego przez amatora równie tanio jak Pou du Ciel, i dającego przytem bezpieczeństwo lotu. To też rola wirowca zacznie się wtedy, gdy jako prototyp dojrzeje do fabrykacji w wielkich serjach *), co nastąpić może za kilka lat.

Wcześniej prawdopodobnie dojdzie ewolucja samolotów w rodzaju Pou du Ciel do stadjum pełnej wartości użytkowej (w zakresie lokomocji międzylotniskowej). Dobrze zorganizowana produkcja fabryczna okaże się conajmniej równie tanią jak wyrób amatorski.

Szybowce wysokiej klasy z pomocniczemi silnikami, jakkolwiek udoskonalone będą najrychlej, będą mieć stosunkowo najmniejsze znaczenie w przebiegu popularyzacji lotnictwa ze względu na wąski zakres ich stosowalności — w sferze czysto sportowej. Przytem ich cena nie będzie się chyba różniła od użytkowego samolotu jednomiejscowego. O wiele większą rolą mają zwykłe szybowce szkolne i treningowe ze względu na to, że są one najtańszym sprzętem lotniczym, doskonale się przytem nadającym do wstępnego szkolenia.

* * *

Polska jest krajem z natury jakby przeznaczonym do bujnego rozkwitu lokomocji powietrznej. Rozległe równiny, lądowiska koło każdej niemal miejscowości, rzadko stosunkowo występujące mgły przyziemne i brak wielkich zaburzeń meteorologicznych — wszystko to sprzyja pracy pilota.

Do tego na korzyść lotnictwa dołączają się własne tereny naftowe i — niestety — przynajmniej w najbliższem dziesięcioleciu, opłakany stan sieci dróg kołowych, utrudniający konkurencję motoryzacji.

Posiadamy przemysł lotniczy, z którego będzie można bez trudu rozwinąć placówki dla produkcji sprzętu popularnego. Mamy doświadczonych inżynierów, konstruktorów i organizatorów, ludzi oddanych z zamiłowania sprawie lotnictwa.

Wydawałoby się, że mamy wszystko, czego trzeba, aby przodować w rozwoju lotnictwa prywatnego.

Czyli — że brak tylko pieniędzy?

Aby się co do znaczenia tej ostatniej, ale nie najdrobniejszej usterki, z punktu widzenia naszego celu upewnić, dobrzeby było ogłosić w kraju ankietę na temat:

„Kto jest poważnym kandydatem na kupno samolotu jednomiejscowego, taniego w eksploatacji, o szybkości 140 km/g., zasięgu 400 km — za cenę 5000 zł.?

— lub samolotu dwumiejscowego o tych samych własnościach za cenę 6000 zł.?'.

Odpowiedzi na ankietę byłyby zbierane i kwalifikowane pod względem realności przez poważne instytucje lokalne (może LOPP wziełaby akcję w swe ręce?).

W razie, gdyby ilość poważnych reflektantów zbliżała się do 500, należałoby rozpocząć pracę konstrukcyjne i organizacyjne nad stworzeniem jednostki przemysłowej specjalnie dla tej nowej produkcji.

W wypadku wykazania się udanym prototypem i konkretnym planem produkcji możnaby — sądzę — liczyć na poparcie zarówno Minist. Komunikacji jak i LOPP, w formie kredytów na uruchomienie produkcji.

Piękne hasło, rzucone społeczeństwu przez LOPP: „Wszyscy latamy" starajmy się zrealizować przez twórczy czyn, oparci o świadomość, że przed lotnictwem leży wielka przyszłość, w której nam przypadł w udziale szczęśliwy los pionierów.

---

*) Mylnem wydaje mi się zdanie, że o produkcji na wielką skalę można myśleć dopiero wtedy, gdy wytworzył się *popyt* na dane wyroby. Wprost przeciwnie — rynek stwarza się przez dostarczenie dobrego i taniego sprzętu, przy umiejętnie przeprowadzonej propagandzie i reklamie. Jedynym warunkiem zewnętrznym jest istnienie *możliwości powstania zapotrzebowania.*

Corsair Junior — lekki samolot wojskowy.

Obecnie został wyprodukowany przez The Chance Vought Corporation U. S. A. nowy typ samolotu V-100 „Corsair Junior". Jest to dwusiedzeniowy samolot wojskowy podobny w ogólnym wyglądzie, rodzaju konstrukcji i własnościach do standardowego typu V-90 Corsair, wyrobu tejże fabryki, od którego różni się mniejszemi wymiarami, mniejszą wagą i ceną.



Corsair Junior jest specjalnie przeznaczony dla celów wojskowych i jako taki normalnie wyposażony w karabin strzelający przez śmigło, karabin obserwatora i urządzenie do zawieszenia bomb pod skrzydłami. Dodatkowo może być wyposażony w aparat fotograficzny, radio, fotokarabin, urządzenie do ślepego latania i w inne urządzenia dla specjalnych celów wojskowych. Jest on przystosowany do rozpoznania, bombardowania lub pościgu.

Wszystkie urządzenia i całkowita instalacja V-100 są wzorowane na samolocie V-90. Całkowita instalacja może być odrazu wbudowana, lub przygotowana do wbudowania, tak, by możliwie w najkrótszym czasie można było samolot Corsair Junior uczynić zdatnym do któregokolwiek z celów użytkowych.

Konstrukcyjnie jest samolot Corsair Junior podobny do dawniejszego typu Corsair. Skrzydła drewniane, kryte płótnem, z prostemi nieprofilowanemi dźwigarami z sosny amerykańskiej i drewnianemi żeberkami. Opierzenie spawane z chromo-molibdenowych rur, kryte płótnem. Kadłub spawany z rur stalowych, oprofilowany, z łatwą, zdejmowaną górną częścią za siedzeniami, umożliwiającą dostęp do kontroli wnętrza kadłuba.

Podwozie z oleo-sprężynowemi amortyzatorami, stosowanemi ogólnie na sam. Corsair, i dające się zastąpić jednym pływakiem w wypadku stosowania Corsair'a jako wodno-samolotu. Zamiast ostrogi stosowane jest koło z amortyzatorem olejowym. Samolot ten posiada silnik Wasp Junior, model SB, wyrobu f-my Pratt i Whitney, o mocy 400 KM przy 2200 obr/min. na wysok. 1500 m. Instalacja elektryczna jest ekranowana.

Silnik posiada śmigło metalowe Hamiltona i rozrusznik bezwłasnościowy Eclipse.

Zbiorniki benzyny o pojemności całkowitej 400 l. są oprotegowane. Zbornik smaru spawany z blachy aluminjowej, ma pojemność 30 l. Sterowanie silnika podwójne, tablice z przyrządami pokładowemi w obu kabinach, pedały do hamulców tylko na przedniem siedzeniu. Sterowanie samolotu możliwe z obu kabin, z tem że drążek w kabinie tylnej jest wyjmowany, celem ułatwienia ruchów obserwatora.

Max. szybkość pozioma na wys. 1500 m.	255 km/god.
Szybkość lądowania	89 km/god.
Szybkość wznoszenia do wys. 1500 m	310 m/min.
Pułap	6200 m
Zasięg	900 km
Ciężar sam. próżnego	1080 kg
Ciężar użyteczny normalny	520 kg
Ciężar w locie normalny	1600 kg

Nowe wydawnictwa.

W roku bieżącym ukazała się książka p. Witolda Rychtera pod tytułem „Silniki Samolotów Turystycznych i ich obsługa", wydana przez Aeroklub Warszawski i „Skrzydlatą Polskę".

Pierwsza część książki daje:

a) opis działania silnika czterosuwowego oraz poszczególne części silnika szeregowego zwykłego i odwróconego oraz silnika gwiazdowego.

b) opis smarowania, zasilania paliwem oraz instalacji elektrycznej (zapalania).

c) opis obsługi w ruchu silnika jak również podczas uruchamiania i zatrzymywania.

d) opis regulacji silnika oraz najczęściej spotykane niedomagania wraz z szeregiem przykładów w okresie uruchamiania silnika.

Druga część książki podaje opisy silników używanych w naszem lotnictwie turystycznem produkcji zagranicznej i krajowej z charakterystyką i danemi regulacyjnemi oraz terminy zabiegów, jakie należy stosować dla prawidłowego funkcjonowania tych silników.

Treść jest wyłożona jasno. Piloci oraz mechanicy samolotowi znajdą w niej b. wiele wskazówek praktycznych.

W. C.

REDAKTOR: mjr. inż. CZAPLICKI WACŁAW.

5465 Drukarnia Gospodarcza, Warszawa, Wspólna 54. Tel. 8-84-12, 8-28-02.